

VISIT...

LANZAROTE
Caliente.COM

А.С.Браверман
А.П.Вайнтруб

ДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТА

Предельные
режимы
полета



Москва
«Машиностроение» 1988

Рецензент С. В. Михеев

Браверман А.С., Вайнтруб А.П.

Б87 Динамика вертолета. Предельные режимы полета. — М.: Машиностроение, 1988. — 280 с.: ил.

ISBN 5-217-00108-9

Изложены методы математического моделирования и определения на моделях предельных режимов полета с учетом изменения аэродинамических характеристик несущего винта и вертолета в целом при попадании в срыв потока, при криволинейном движении. Рассмотрены две группы предельных режимов полета.

Для инженеров и специалистов КБ и НИИ авиационной промышленности и гражданской авиации.

Б 3606030000-100
038(01)-88 100-88

ББК 39.54

ISBN 5-217-00108-9

© Издательство "Машиностроение", 1988

ПРЕДИСЛОВИЕ

В настоящее время вертолеты получили широкое распространение, расширился круг задач, возлагаемых на них, повысились требования к безопасности полетов. Поэтому возникла необходимость изучения динамики вертолета при предельных режимах полета.

Предельными являются режимы, при которых заметно усложняется пилотирование, снижается безопасность полета. Исследуются два типа предельных режимов полета. Первый — следствие особенностей аэродинамики вертолета при нормальной работе его систем. Второй — результат отказа одного или всех двигателей; это режимы и условия, при которых еще возможно достижение летных характеристик, установленных Нормами летной годности гражданских вертолетов СССР (НЛГВ). В книге приведены результаты поиска рациональных траекторий и методов пилотирования вертолетов на предельных режимах, даны пояснения к основным требованиям НЛГВ.

Современные вычислительные машины делают возможным математическое моделирование таких режимов полета. Математическая модель должна учитывать изменения аэродинамических характеристик винтов при глубоком проникновении в срывные режимы, при криволинейном движении вертолета, должна отражать особенности характеристик планера при больших углах атаки и скольжения. Кроме того, необходимо моделировать динамику двигателей и их регуляторов, системы автоматического управления вертолетом, деформацию системы управления, скорости отработки исполнительных механизмов (гидроусилителей).

Моделирование процесса пилотирования летчиком, т. е. создание "автолечника", в особенности на предельных режимах полета, связано со значительными трудностями [9]. Поэтому в настоящее время целесообразно моделирование полета выполнять с оператором (летчиком) в контуре управления. Для этого модель сочленяется с пилотажным стендом.

В процессе моделирования оператор имеет возможность намного быстрее, чем при моделировании с "автолетчиком", учитывая по показаниям пилотажных приборов все существенные обстоятельства, исследовать траектории вертолета, выявить особенности пилотирования и разработать рекомендации летчику. Практика показала, что успешное решение поставленной задачи возможно на простом пилотажном стенде: с неподвижной кабиной, при управлении вертолетом по приборам, без имитации перегрузок и других условий полета.

Книга посвящена в основном одновинтовым вертолетам. Приведены примеры траекторий, характеризующие динамику полета, найдены рациональные для эффективного выполнения маневров величины вертикальной перегрузки, углов крена и тангажа, изменения скоростей полета. Поскольку большинство явлений, наблюдающихся в динамике, объясняется особенностями статических аэродинамических характеристик вертолета, последним в книге уделяется большое внимание. Предельные режимы вертолета при установившемся полете в книге не рассматриваются. Сведения о них имеются в работах [10, 17, 19].

Авторы надеются, что книга будет полезна специалистам, работающим в области динамики и безопасности полета вертолетов. Летному составу и специалистам, связанным с эксплуатацией вертолетов, она поможет разобраться в сущности летных ограничений, в рекомендованных экипажу методах пилотирования.

Разделы 2.1, 2.3 ... 2.8, 3.1 ... 3.3 написаны А.П. Вайнтрубом, остальные — А.С. Браверманом.

Авторы благодарят И.И. Григорьеву, В.Б. Летникова, В.В. Пржебельского за помощь, оказанную при работе над книгой, а также А.К. Белоцерковского, В.А. Ивчина, Н.У. Тябрисову, Н.И. Чередниченко, О.Л. Чертока, принимавших участие в моделировании.

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

1. Физические параметры

m, G — масса и сила тяжести вертолета;

$m_{\text{л}}$ — масса лопасти несущего винта (в безразмерном виде: $\bar{m}_{\text{л}} = 2m_{\text{л}}k_{\text{л}}/\rho bFR$);

g — ускорение свободного падения (в безразмерном виде: $\bar{g} = g/\omega_n^2 R$);

I_{ω} — момент инерции несущего винта и кинематически связанных с ним агрегатов ($\bar{I}_{\omega} = 2I_{\omega}/\rho bFR^4$);

$I_{\text{о.ш}}$ — момент инерции лопасти относительно оси $O_{\text{л}}Z_{\text{л}}$;

$S_0, S_{\Gamma}, S_{\text{в}}$ — статические моменты инерции лопасти несущего винта относительно оси вращения несущего винта, осей горизонтального и вертикального шарниров ($\bar{S} = 2Sk_{\text{л}}/\rho \sigma FR^2$);

2. Силы, моменты сил, их коэффициенты

Наименование	Обозначение	Безразмерные коэффициенты, отнесенные к произведению в квадратных скобках
Результирующая аэродинамическая сила вертолета	$\vec{R}$ (R_x, R_y, R_z) ¹ (R_{xa}, R_{ya}, R_{za}) ²	t_x, t_y, t_z t_{xa}, t_{ya}, t_{za} [$\rho F \sigma (\omega_n R)^2 / 2$]
Составляющие момента сил вертолета	(M_x, M_y, M_z) ¹	m_x, m_y, m_z [$\rho F R \sigma (\omega_n R)^2 / 2$]
Результирующая сила несущего винта	$\vec{R}_{\text{н}}$ ($X_{\text{н}}^*, Y_{\text{н}}^* = T, Z_{\text{н}}^*$) ¹ ($X_{\text{ан}}, Y_{\text{ан}}, Z_{\text{ан}} = S$) ² ($X_{\text{н}} = -H, Y_{\text{н}} = T, Z_{\text{н}} = S$) ³ ($X_{\text{а*н}}, Y_{\text{а*н}}, Z_{\text{а*н}}$) ⁵	$c_{R_{\text{н}}}$ $t_{x_{\text{н}}}, t_{y_{\text{н}}}, t_{z_{\text{н}}}$ $h_{\text{н}}, t_{\text{н}}, s_{\text{н}}$ $t_{x_{\text{ан}}}, t_{y_{\text{ан}}}, s_{\text{н}}$ [$\rho F \sigma (\omega_n R)^2 / 2$]
Составляющие момента сил несущего винта	($M_{x_{\text{н}}}^*, M_{y_{\text{н}}}^*, M_{z_{\text{н}}}^*$) ¹ ($M_{x_{\text{н}}}, M_{y_{\text{н}}} = -M_{\text{к}}, M_{z_{\text{н}}}$) ³	$m_{x_{\text{н}}}, m_{y_{\text{н}}}, m_{z_{\text{н}}}$ [$\rho F R \sigma (\omega_n R)^2 / 2$]

Наименование	Обозначение	Безразмерные коэффициенты, отнесенные к произведению в квадратных скобках	
Мощность несущего винта (индуктивная, профильная, сжимаемости, идеальная)	$N(N_{\text{инд}}, N_{\text{проф}}, \Delta N_{\text{сж}}, N_{\text{ид}})$	m_k $[\rho F(\omega_H R)^3/2]$	$m_{\text{кн}}(m_{\text{инд}}, m_{\text{проф}}, \Delta m_{\text{сж}}, m_{\text{ид}})$ $[\rho F \sigma (\omega_H R)^3/2]$
Результирующие аэродинамическая и инерционная силы лопасти несущего винта	$\vec{R}_\psi, \vec{J}_\psi$ $(H_\psi, T_\psi, S_\psi)^3$ $(Q_\psi, T_\psi, F_\psi)^4$ $(J_{x\psi}, J_{y\psi}, J_{z\psi})^4$		h_ψ, t_ψ, s_ψ q_ψ, t_ψ, f_ψ $i_{x\psi}, i_{y\psi}, i_{z\psi}$ $[\rho F \sigma (\omega_H R)^2/2k_\psi]$
Шарнирный момент лопасти	M_ψ		m_ψ $[\rho F b \sigma (\omega_H R)^2/2k_\psi]$
Сила, действующая на ползун автомата перекося и моменты относительно его осей	$P_{\text{о.ш}}$ $(M_{\text{ха.п}}^*, M_{\text{за.п}}^*)^1$ $(M_{\text{ха.п}}, M_{\text{за.п}})^3$		$P_{\text{о.ш}}$ $[\rho F a b (\omega_H R)^2/2k_\psi]$ $m_{\text{ха.п}}, m_{\text{за.п}}$ $[\rho F \sigma b (\omega_H R)^2/2]$
Аэродинамические силы и момент элемента лопасти	$dY_{\text{эл}}, dX_{\text{эл}}, dZ_{\text{эл}}, dM_{z\text{эл}}$	c_{ya}, c_{xp}, c_f $[\rho b_r U^2 dr/2]$	m_z $[\rho b_r^2 U^2 dr/2]$
Составляющие аэродинамической силы крыла (фюзеляжа, стабилизатора и др., планера в целом)	$(X_{\text{кр}}, Y_{\text{кр}}, Z_{\text{кр}})^1$ $(X_{a\text{кр}}, Y_{a\text{кр}}, Z_{a\text{кр}})^2$ $(X_{a^*\text{кр}}, Y_{a^*\text{кр}}, Z_{a^*\text{кр}})^4$	$c_{x\text{кр}}, c_{y\text{кр}}, c_{z\text{кр}}$ $c_{xa\text{кр}}, c_{ya\text{кр}}, c_{za\text{кр}}$ $[\rho S_{\text{кр}} V_{\text{кр}}^2/2]$	$t_{x\text{кр}}, t_{y\text{кр}}, t_{z\text{кр}}$ $[\rho \sigma F (\omega_H R)^2/2]$
Составляющие момента сил крыла (фюзеляжа, стабилизатора и др.)	$(M_{x\text{кр}}, M_{y\text{кр}}, M_{z\text{кр}})^1$ $(M_{xa\text{кр}}, M_{ya\text{кр}}, M_{za\text{кр}})^2$	$m_{x\text{кр}}, m_{y\text{кр}}, m_{z\text{кр}}$ $m_{xa\text{кр}}, m_{ya\text{кр}}, m_{za\text{кр}}$	

П р и м е ч а н и я. 1. Индексы (верхние) указывают систему координат: 1 – связанная; 2 – скоростная; 3 – полусвязанная несущего винта; 4 – местная скоростная.

2. Местная скоростная система координат несущего винта (крыла и др.) в отличие от скоростной системы координат вертолета отмечается индексом (нижним) a^* .

3. Полусвязанная система координат несущего винта отмечена индексом (нижним) n . Силы и моменты несущего винта в связанной системе координат вертолета, кроме индекса n , отмечены еще индексом (верхним) $*$.

3. Скорости

$\vec{V}(V_x, V_y, V_z), (V_{xg}, V_{yg}, V_{zg})$ — воздушная скорость полета и ее проекции на оси связанной и нормальной земной систем координат;
 $\vec{V}_H(V_{xH}, V_{yH})$ — воздушная скорость несущего винта и ее проекции на оси полусвязанной системы координат несущего винта;
 $\vec{V}_{кр}$ — воздушная скорость крыла (аналогично, с соответствующим индексом — стабилизатора, киля);
 $\vec{U}(U_x, U_y, U_z)$ — воздушная скорость сечения лопасти и ее проекции на связанные оси лопасти;
 v, v_R — средняя индуктивная скорость несущего винта;
 $v_{r, \psi}$ — индуктивная скорость в сечении лопасти на относительном радиусе $\bar{r}$ и азимуте лопасти ψ_L ;
 $\vec{v}_i^j (v_{xi}^j, v_{yi}^j, v_{zi}^j)$ — скорость, индуцируемая j -м элементом несущей системы у i -го элемента (или в точке i) и ее проекции на полусвязанные оси несущего винта;
 $v_{xi}^*, v_{yi}^*, v_{zi}^*$ — проекции скорости, индуцируемой у i -го элемента всеми остальными элементами вертолета, на оси связанной системы координат;
 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — скорости крена, рыскания и тангажа;
 ω_{xH}, ω_{yH} — скорости крена и тангажа несущего винта;
 $\omega_H, \omega_H R$ — угловая скорость и окружная скорость концов лопастей несущего винта;
 n_H — частота вращения несущего винта

4. Углы вертолета, несущего винта

ϑ, γ, ψ — углы тангажа, крена и рыскания вертолета;
 θ — угол наклона траектории;
 $\alpha, \alpha_H, \alpha_\phi$ — углы атаки вертолета, несущего винта, фюзеляжа (аналогично, с соответствующими индексами — крыла, стабилизатора);
 $\Delta\alpha_i$ — суммарный угол скоса потока i -го элемента;
 τ_H — угол между векторами $\vec{R}_H$ и $\vec{V}_H$;
 α_r — угол атаки сечения лопасти;
 ψ_L — угол азимутального положения лопасти несущего винта;
 β, β_H — угол скольжения вертолета и угол между проекцией воздушной скорости несущего винта $\vec{V}_H$ на плоскость OXZ и осью OX ;
 β_L — угол взмаха лопасти несущего винта: $\beta_L = a_0 - a_1 \cos \psi_L - b_1 \sin \psi_L - a_2 \cos 2\psi_L - \dots$;
 $a_0, a_1, b_1, a_2, \dots$ — коэффициенты махового движения лопастей несущего винта.
 $\varphi(\varphi_0, \varphi_{1c}, \varphi_{1s}, \varphi_{2c}, \dots)$ — угол установки лопасти на $\bar{r} = 0,7$ и его гармонические составляющие;

*Составляющие разложения по ψ_L угла φ и других углов ($\nu, \delta \dots$), а также сил и моментов несущего винта обозначаются индексами (нижними) 0, 1c, 1s, 2s; формулы разложения в ряд этих параметров аналогичны формуле для β_L , но со знаками + перед коэффициентами ряда.

ν — угол среднего по радиусу лопасти упругого закручивания;
 δ — угол установки лопасти, образованный отклонениями органов управления общим шагом δ_0 , тангажом δ_B и креном δ_K ;
 φ_L — угол установки сечения лопасти на радиусе $\bar{r}$;
 x'_0, x'_B, x'_K, x'_H — перемещения рычагов управления.

5. Линейные перемещения вертолета, геометрические параметры

H — высота полета (истинная) над земной поверхностью;
 H_p — барометрическая высота полета;
 H, L, Z — координаты центра масс вертолета по осям нормальной земной системы координат;
 b — хорда лопасти на относительном радиусе $\bar{r} = 0,7$;
 b_r — хорда лопасти;
 l_r, l_B — расстояние от оси вращения несущего винта соответственно до осей горизонтального и вертикального шарниров;
 x_T, y_T, z_T — координаты центра масс вертолета относительно центра несущего винта;
 $F, S_{кр}$ — площади несущего винта и крыла (с соответствующим индексом, киля стабилизатора, миделевого сечения фюзеляжа).

6. Разные обозначения

B — коэффициент концевых потерь;
 $n_x, n_y, n_z (n_{xa}, n_{ya}, n_{za})$ — продольная, нормальная, боковая перегрузки в центре масс вертолета, направленные по осям связанной (скоростной) системы координат;
 k_L, k_B — число лопастей, винтов;
 k — коэффициент компенсатора взмаха;
 γ_L — массовая характеристика лопасти;
 σ — коэффициент заполнения несущего винта;
 ξ — коэффициент использования мощности двигателя;
 $c_{0.ш}, c_\psi$ — жесткости системы управления средним (общим шагом) и циклически изменяющимся углами установки несущего винта;
 μ — характеристика режима работы несущего винта;
 $M = U/a$ — число М сечения лопасти;
 $M_0 = \omega_H R/a$ — число М несущего винта;
 $K_{зем} (K'_{зем})$ — коэффициенты, учитывающие влияние "земной подушки" на тягу (на среднюю индуктивную скорость) несущего винта.

8. Сокращения и индексы

n — несущий винт;
 $э$ — эквивалентный несущий винт;
 $р.в.$ — рулевой винт;
 ϕ — фюзеляж;
 $кр$ — крыло, критический;
 $ст$ — стабилизатор;

к — киль;
 пл — планер, планирование;
 а.п — автомат перекоса;
 АП, САУ — автопилот, система автоматического управления;
 о.ш — общий шаг, осевой шарнир;
 упр — упругость;
 г, в (г.ш, в.ш) — горизонтальный и вертикальный шарнир;
 гу — гидроусилитель;
 вис — на режиме висения;
 0 — начальный момент времени, среднее значение;
 ном — номинальное значение величины;
 ук — по указателю (прибору);
 пр — приведенный;
 пред — предельный;
 ср — срыв, среднее значение;
 СГФ — строительная горизонталь фюзеляжа;
 бал — балансировочное.

Г Л А В А 1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА (СРЫВНЫЕ РЕЖИМЫ, КРИВОЛИНЕЙНОЕ ДВИЖЕНИЕ)

1.1. ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ МАТЕМАТИЧЕСКОМ МОДЕЛИРОВАНИИ

Для изучения предельных режимов полета вертолета должны быть определены аэродинамические характеристики несущего винта как при больших, срывных значениях коэффициента тяги, так и при его отрицательных значениях, при больших числах M концов лопастей. Срывные режимы характеризуются уменьшением интенсивности роста коэффициента тяги (t_n) несущего винта при увеличении его углов атаки (α_n) и установки (δ_0) (на скоростях $V_n < 200 \dots 150$ км/ч увеличение тяги совсем прекращается), увеличением "завала" назад конуса, описываемого лопастями несущего винта (a_1), коэффициента профильных потерь ($m_{\text{проф}}$) несущего винта, статических нагрузок ($P_{\text{о.ш}}, M_{z \text{ а.п}}$) на автомат перекоса (динамические нагрузки в книге не рассматриваются). Принятый способ определения точки начала срыва показан на рис. 1.1.

Как видно из рисунка, при криволинейном движении вертолета, если $\omega_{zn} > 0$, срывные режимы возникают при больших α_n, t_n ; зависимость сил и моментов винта от ω_{xn}, ω_{zn} на срывных режимах увеличивается и иногда становится нелинейной: величины приращения сил и моментов зависят от знака ω_{xn}, ω_{zn} .

Нелинейное изменение сил и моментов, действующих на вертолет, имеет место также при срыве потока с крыла, стабилизатора. Срыв потока происходит не только при маневрах вертолета, но и при режимах прямолинейного полета, поскольку вертолет имеет очень большой диапазон изменения углов атаки (от $\alpha_n \cong -20^\circ$ при наборе высоты до $\alpha_n \cong +20^\circ$ при планировании на режиме самовращения), и установленные нужным образом для расчетного режима горизонтального полета вертолета крыло и стабилизатор попадают в срыв на других режимах.

Таким образом, при моделировании движения вертолета с целью определения предельных режимов полета должны моделироваться как досрывные, так и срывные участки изменения аэродинамических сил и

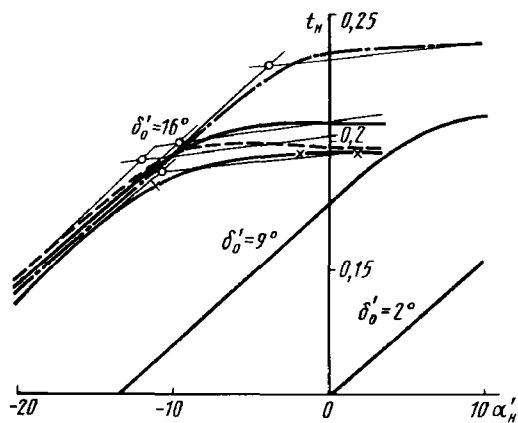


Рис. 1.1. Зависимость коэффициента тяги несущего винта от угла атаки и угловых скоростей (при $V_H = \text{const}$):

— $\omega_{xH} = \omega_{zH} = 0$; — — — — $\omega_{xH} = 0,02, \omega_{zH} = 0$; — x — x — $\omega_{xH} = -0,02, \omega_{zH} = 0$; - . . . - $\omega_{xH} = \omega_{zH} = 0,02$

моментов несущего винта и планера вертолета, а также достаточно точно учитываются составляющие ω_{zH}, ω_{xH} угловой скорости несущего винта.

Математическое моделирование характеристик несущего винта можно осуществлять двумя способами: а) вычислением характеристик в процессе решения уравнений движения; б) определением характеристик заранее и вводом их в вычислительные машины в виде таблиц, графиков или аналитических зависимостей (существенно более простых, чем те, которые были использованы при их вычислении).

Каждый из способов имеет свои преимущества и недостатки. В настоящей книге предпочтение отдано второму способу.

Его преимуществами являются:

возможность использования характеристик, полученных при летных испытаниях и испытаниях в аэродинамической трубе или расчетом по любой, даже весьма сложной теории, требующей продолжительного счета;

возможность применения аналоговых вычислительных машин (АВМ), на которых вычисление характеристик несущего винта невозможно из-за сложности задачи для машин этого типа;

существенное сокращение времени счета при моделировании на цифровых вычислительных машинах (ЦВМ), что особенно важно для пилотажных стендов, когда моделирование должно выполняться в реальном времени.

Однако при использовании второго способа моделирования возникает ряд сложностей.

Приходится прибегать к некоторым упрощающим допущениям, так как очень трудно ввести в вычислительную машину характеристики несущего винта в зависимости от всех параметров, влияющих на них. Кроме того, характеристики несущего винта тем или иным способом аппроксимируются, следовательно, в модель могут быть внесены ошибки.

Изменение параметров лопастей и втулки требует повторного расчета и моделирования характеристик несущего винта.

Принимаются допущения о том, что в каждый момент времени махо-

вое движение лопастей, силы и моменты несущего винта соответствуют мгновенным значениям параметров, определяющих характеристики, однако учитывается, что маховое движение, силы и моменты устанавливаются с некоторым запаздыванием, определяемым постоянной времени τ .

1.1.1. НЕЗАВИСИМЫЕ ПЕРЕМЕННЫЕ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Коэффициенты сил и моментов несущего винта зависят от 9-ти независимых переменных. Например, коэффициент тяги винта

$$t_H = f(\bar{V}_{xH}, \bar{V}_{yH}, \delta_0, \delta_B, \delta_K, M_0, \bar{\omega}_{xH}, \bar{\omega}_{zH}, \gamma_L). \quad (1.1)$$

Вместо переменных V_{xH}, V_{yH} на скоростях $V_H \geq 100$ км/ч часто используются переменные V_H, α_H .

Вычисление всех коэффициентов в зависимости от девяти параметров и дальнейшее использование при моделировании столь многочисленной информации крайне затруднительно. Поэтому в дальнейшем некоторые зависимости будем учитывать приближенно.

Зависимость характеристик от $\delta_0, \delta_B, \delta_K$ будем определять на основе теории эквивалентного винта. Она систематически изложена, например в [17], а некоторые дополнения к ней — в настоящей книге. Теория эквивалентного винта доказывается при допущениях Глауэрта — Локка и для винтов без выноса горизонтальных шарниров, однако и на срывных режимах, и при применяемых l_T/R расчеты имеют приемлемую точность. Теорию эквивалентного винта можно применять в двух вариантах: используя характеристики эквивалентного винта (обозначаются индексом нижним э) или характеристики винта при нейтральном положении автомата перекося (обозначаются штрихом).

Для второго варианта нужно сделать некоторые пояснения. Условиями эквивалентности разных режимов работы несущего винта являются: $V_H = \text{const}, \omega_{xH} = \text{const}, \omega_{yH} = \text{const}, \alpha_{H.э} = \alpha_H + \varphi_{1э} = \text{const}, \varphi_0 = \delta_0 - ka_0 = \text{const}$, причем $\varphi_{1э} = -D_1 \delta_B - D_2 \delta_K + \kappa(b_{1э} - \kappa a_{1э})/(1 + \kappa^2)$. Эта формула относится к случаю, когда $\beta_H = 0$ и упругость конструкции не учитывается; полная формула приводится в разд. 1.5.4. Выразим последнее условие эквивалентности двух режимов, причем у второго из них $\delta_B = \delta_K = 0$:

$$\begin{aligned} \alpha_{H.э} &= \alpha_H - D_1 \delta_B - D_2 \delta_K + \kappa(b_{1э} - \kappa a_{1э})/(1 + \kappa^2) = \\ &= \alpha'_H + \kappa(b'_{1э} - \kappa a'_{1э})/(1 + \kappa^2). \end{aligned}$$

На эквивалентных режимах $b_{1э} = b'_{1э}, a_{1э} = a'_{1э}$, следовательно, условие эквивалентности принимает вид (для винта левого вращения)

$$\alpha'_H = \alpha_H - D_1 \delta_B - D_2 \delta_K. \quad (1.2)$$

Соответственно

$$V_{yH} = -V_H \sin [\alpha'_H - (D_1 \delta_B + D_2 \delta_K)] \\ \cong V'_{yH} - V_{xH} (D_1 \delta_B + D_2 \delta_K).$$

Последнее условие эквивалентности сводится к следующему:

$$\varphi_0 = \delta_0 - \kappa a_0 = \delta'_0 - \kappa a'_0.$$

На эквивалентных режимах $a_0 = a'_0$. Но при разных ρ на эквивалентных режимах

$$a_0 = a'_0 \gamma'_H / \gamma'_H = a'_0 \rho / \rho'$$

$$\text{и } \delta'_0 = \delta_0 - \kappa a'_0 (\rho / \rho' - 1). \quad (1.3)$$

Здесь ρ' — массовая плотность воздуха в условиях, при которых определялись характеристики винта при $\delta_B = \delta_K = 0$. Неточность, связанная с различием γ'_H при разных ρ , относится и к неравенству φ_{1g} (и других коэффициентов) на эквивалентных режимах полета, но при $\kappa \lesssim 0,5$ численно она невелика. Ниже будут использоваться результаты расчетов при $\delta_B = \delta_K = 0$ и условия эквивалентности (1.2), (1.3).

Для дальнейшего сокращения числа независимых переменных будем упрощенно учитывать влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики несущего винта. Влияние числа M_0 сказывается, главным образом, на величине крутящего момента винта, поэтому все характеристики определяются при некотором среднем значении M_{0cp} и считаются не зависящими от него, а к коэффициенту крутящего момента $m_{K.H}^*$ (при M_{0cp}) добавляется слагаемое $\Delta m_{сж}$, учитывающее изменение $m_{K.H}$ при $M_0 \neq M_{0cp}$:

$$m_{K.H} = m_{K.H}^* + \Delta m_{сж}. \quad (1.4)$$

Рассмотрим зависимость коэффициентов сил и моментов несущего винта от составляющих ω_{xH} , ω_{zH} при криволинейном движении вертолета. На рис. 1.1 показана зависимость t_H от его угла атаки при $V_H = \text{const}$ для разных значений $\bar{\omega}_{xH}$ и $\bar{\omega}_{zH}$. На досрывном участке кривых ($\alpha_H < \alpha_{H,ср}$) t_H практически не зависит от ω_{zH} и слабо — от ω_{xH} , а на срывном участке имеется существенная зависимость t_H от ω_{zH} и малая — от ω_{xH} . Мощность несущего винта (см. рис. 1.18, 1.19) зависит и от ω_{xH} , и от ω_{zH} . Продольная сила зависит от ω_{xH} только на срывном участке, а от ω_{zH} — и на досрывном, и на срывном участках (см. рис. 2.10). Боковая сила винта не зависит от ω_{zH} , но на всех участках зависит от ω_{xH} (см. рис. 2.12). Изменения по ω_{xH} , ω_{zH} коэффициентов махового движения лопастей и нагрузок в системе управления рассмотрены в разд. 1.3 и 1.5.

В соответствии с описанным принято:

$$\xi_1 = f_1(\bar{V}_{xH}, \bar{V}'_{yH}, \delta'_0, \bar{\omega}_{zH}) + \Delta f_1(\bar{V}_{xH}, \bar{\omega}_{xH}, \gamma'_H), \\ \text{где } \xi_1 = t_H, h'_H, m_{KH}^*, a_0, a'_1, p_{0,ш}, m_{за.п}; \\ \xi_2 = f_2(\bar{V}_{xH}, \bar{V}'_{yH}, \delta'_0, \bar{\omega}_{xH}) + \Delta f_2(\bar{V}_{xH}, \bar{\omega}_{zH}, \gamma'_H), \quad (1.5) \\ \text{где } \xi_2 = s'_H, b'_1, m_{ха.п}; \\ \Delta m_{сж} = f_3(\bar{V}_{xH}, \delta'_0, M_0 - M_{0cp}).$$

Функции $f_1 \dots f_3$ — это нелинейные зависимости от параметров, существенно влияющих на $\xi_1, \xi_2, \Delta m_{сж}$. Они определяются перед моделированием при $\delta_B = \delta_K = 0, \rho' = 0,119, M_{0cp} = 0,65$ по методам, описанным в разд. 1.3 ... 1.5, 2.3 (штрихи у коэффициентов h'_H и др. обозначают, что они должны пересчитываться при $\delta_B \neq 0, \delta_K \neq 0$ (см. разд. 1.3.3, 1.4.2)).

Функции $\Delta f_1, \Delta f_2$ — это приращения ξ_1, ξ_2 , которые вычисляются в процессе моделирования по несложным формулам линейной теории (см. [17]):

$$\Delta a_0 = \frac{\gamma'_H \bar{V}_{xH} \bar{\omega}_{xH} \rho}{6 \rho'} + a'_0 \left(\frac{\rho}{\rho'} - 1 \right); \\ \Delta a_{1g} = \bar{\omega}_{xH} + \frac{8}{\gamma'_H} \left(\frac{\rho'}{\rho} - 1 \right) \bar{\omega}_{zH}; \\ \Delta b_{1g} = -\bar{\omega}_{zH} - \frac{8}{\gamma'_H} \left(\frac{\rho'}{\rho} - 1 \right) \bar{\omega}_{xH} + \frac{4}{3} \bar{V}_{xH} \Delta a_0; \\ \Delta a'_1 = \frac{\Delta a_{1g} + \kappa \Delta b_{1g}}{1 + \kappa^2}; \quad \Delta b'_1 = \frac{\Delta b_{1g} - \kappa \Delta a_{1g}}{1 + \kappa^2}; \\ \Delta t_H = a_\infty \bar{V}_{xH} \bar{\omega}_{xH} / 4; \quad \Delta h_{Hэ} = -a_\infty \varphi_0 \bar{\omega}_{xH} / 6; \\ \Delta h'_H = \Delta h_{Hэ} + t \kappa \Delta b'_1; \quad \Delta s_{Hэ} = a_\infty \varphi_0 \bar{\omega}_{zH} / 6; \\ \Delta s'_H = \Delta s_{Hэ} - t \kappa \Delta a'_1; \\ \Delta m_{KH}^* = \bar{\omega}_{xH} [a'_1 (1 + \kappa^2) / 4 - \bar{\omega}_{xH} / 8]. \quad (1.6)$$

В последней формуле принято: $a_{1g} = a'_1 (1 + \kappa^2)$. В некоторых случаях на срывных режимах в формулы (1.6) вносятся поправки (см. разд. 2.3). Приращения (1.6) обычно невелики, но на предельных режимах полета может возникнуть необходимость учесть их.

Моменты несущего винта m_{xH} , m_{zH} определяются по формулам (1.5) либо (1.88) ... (1.90).

Отметим, что описанный метод определения характеристик несущего винта при математическом моделировании не является единственным. При некоторых параметрах несущего винта и возможностях вычислительных машин могут оказаться предпочтительными другие методы.

1.1.2. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ ПРИНЯТОГО МЕТОДА

В принятом методе определения характеристик несущего винта в каждой точке ометаемого диска находится угол атаки и число M , затем c_{ya} и c_{xp} ; последние определяются по характеристикам профилей, полученным по результатам испытаний профилей в аэродинамической трубе. В них вносятся поправки [17]. Например, значения $(c_{ya})_{max}$ профилей при стационарном обтекании на 0,3 ... 0,2 больше, чем по продувкам моделей крыльев с удлинением 5 при малых числах Re . В процессе расчета в характеристики профилей вносятся поправки для учета влияния нестационарности обтекания сечений лопасти и на то, что они обтекаются со скольжением. В настоящее время нет хорошо апробированного метода определения поправок, поэтому не даются формулы для их вычисления. Ряд данных по этому вопросу имеется в литературе [8].

Форма распределения индуктивных скоростей по площади несущего винта считается заданной. Она определяется в зависимости от величины характеристики режима полета μ . Следовательно, расчеты делаются без привлечения вихревой теории для определения индуктивных скоростей. Для расчета интегральных характеристик несущего винта это допустимо, так как вносимая при этом ошибка не превышает 2 ... 5 %, а время расчетов сокращается на 1 – 2 порядка. Метод определения индуктивных скоростей описан ниже, в разд. 1.2.1.

Угол взмаха лопасти относительно горизонтального шарнира β_L находится в процессе расчета винта численным интегрированием уравнения махового движения. Угол поворота лопасти вокруг вертикального шарнира (угол качания) считается постоянным на данном режиме полета. Это допустимо, так как переменная часть угла качания не превышает 1 – 2°. Учет среднего угла качания лопасти c_0 не требует изменения формул для определения элементарных сил лопасти, так как положение лопасти относительно вектора скорости несущего винта определяется углом ψ_L (рис. 1.2). Угол c_0 учитывается при определении кинематических характеристик втулки и автомата перекося винта, так как их положение относительно вектора скорости несущего винта, следовательно, продольной оси вертолета определяется суммой $\psi_L + c_0$. Угол c_0 входит также в выражение для моментов несущего винта, так как он определяет положение точки A приложения сил лопасти к втулке (рис. 1.3). Точка A является точкой пересечения оси горизонтального шарнира с осью лопасти. Эффек-

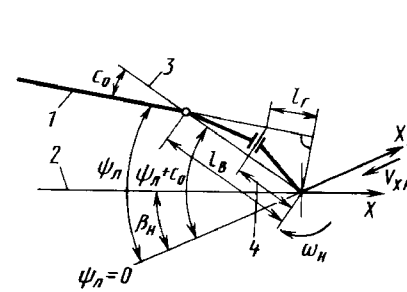


Рис. 1.2. Определение положения лопасти, втулки и продольной оси вертолета относительно вектора скорости V_H :

1 – ось лопасти; 2 – продольная ось вертолета; 3 – прямая, проходящая через ось в.ш.; 4 – эффективный l_r при $c_0 = 0$

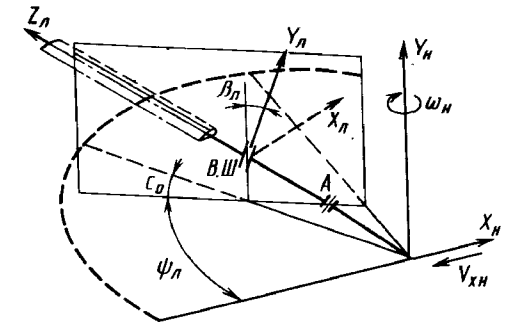


Рис. 1.3. Положение точки A . Полусвязанная система координат несущего винта и связанная система координат лопасти

тивная величина выноса горизонтальных шарниров определяется расстоянием l_r , показанным на рис. 1.2. Отметим, что горизонтальный шарнир конструктивно располагается в точке A нормально к оси, отклоненной относительно вертикального шарнира лопасти, причем угол c_0 соответствует крейсерской скорости; это обеспечивает уменьшение нагружения подшипников или элементов, их заменяющих.

Расчеты делаются, как правило, без учета изгибных деформаций лопасти, так как они на интегральные, осредненные по времени силы и моменты несущего винта влияют слабо.

Если лопасти сочленяются с втулкой не шарнирно, а посредством упругого элемента, то находится положение фиктивного горизонтального шарнира, при маховом движении вокруг которого перемещения эффективных сечений лопасти ($\bar{r} > 0,3$) и моменты M_{xH} , M_{zH} такие же, как у винта с упругим элементом (практически $\bar{l}_r = 0,05 \dots 0,1$ в зависимости от жесткости упругого элемента и лопасти).

Крутильная деформация приводит к изменению крутки лопасти $\Delta\varphi_r$. Ее нужно хотя бы приближенно учитывать. Что же касается осредненных по лопасти составляющих крутки по нулевой и первой гармоникам ν_0 , ν_{1c} , ν_{1s} , то они могут при расчете аэродинамических характеристик винта не рассматриваться, а их влияние учитывается, как указано в разд. 1.5.4. Переменные по радиусу лопасти углы $\varphi_{1cr} = \nu_{1cr} - \nu_{1c}$ и др. при расчетах динамики полета обычно не учитываются.

1.2. СКОРОСТИ ОБТЕКАНИЯ СЕЧЕНИЙ ЛОПАСТИ И ЭЛЕМЕНТАРНЫЕ СИЛЫ

Составляющие скоростей и сил определяются в связанной с лопастью системе координат $O_{\text{л}}X_{\text{л}}Y_{\text{л}}Z_{\text{л}}$ (см. рис. 1.3). Скорости показаны на рис. 1.4. В безразмерном виде они равны:

$$\begin{aligned} \bar{U}_x &= U_x / \omega_n R = (\bar{r} - \bar{l}_r) \cos \beta_{\text{л}} + \bar{l}_r + \mu \sin \psi_{\text{л}} + \\ &+ (\bar{r} - \bar{l}_r) \sin \beta_{\text{л}} (\bar{\omega}_{\text{хн}} \cos \psi_{\text{л}} - \bar{\omega}_{\text{zn}} \sin \psi_{\text{л}}); \end{aligned} \quad (1.7)$$

$$\begin{aligned} \bar{U}_y &= \lambda_{r,\psi} \cos \beta_{\text{л}} - \mu \cos \psi_{\text{л}} \sin \beta_{\text{л}} - (\bar{r} - \bar{l}_r) \frac{d\beta_{\text{л}}}{d\psi_{\text{л}}} + \\ &+ (\bar{r} - \bar{l}_r + \bar{l}_r \cos \beta_{\text{л}}) (\bar{\omega}_{\text{хн}} \sin \psi_{\text{л}} + \bar{\omega}_{\text{zn}} \cos \psi_{\text{л}}); \end{aligned} \quad (1.8)$$

$$\begin{aligned} \bar{U}_z &= \bar{V}_{\text{хн}} \cos \psi_{\text{л}} \cos \beta_{\text{л}} + \bar{\omega}_{\text{н}} \bar{l}_b c_0 + \lambda_{r,\psi} \sin \beta_{\text{л}} + \\ &+ \bar{l}_r \sin \beta_{\text{л}} (\bar{\omega}_{\text{хн}} \sin \psi_{\text{л}} + \bar{\omega}_{\text{zn}} \cos \psi_{\text{л}}). \end{aligned} \quad (1.9)$$

Здесь

$$\begin{aligned} \lambda_{r,\psi} &= -\bar{V}_{y\text{н}} - \bar{v}_{r,\psi} = -\bar{V}_{y\text{н}} - [\bar{v} + \Delta \bar{v}_{r,\psi}] = \\ &= \lambda - \Delta \bar{v}_{r,\psi}, \end{aligned} \quad (1.10)$$

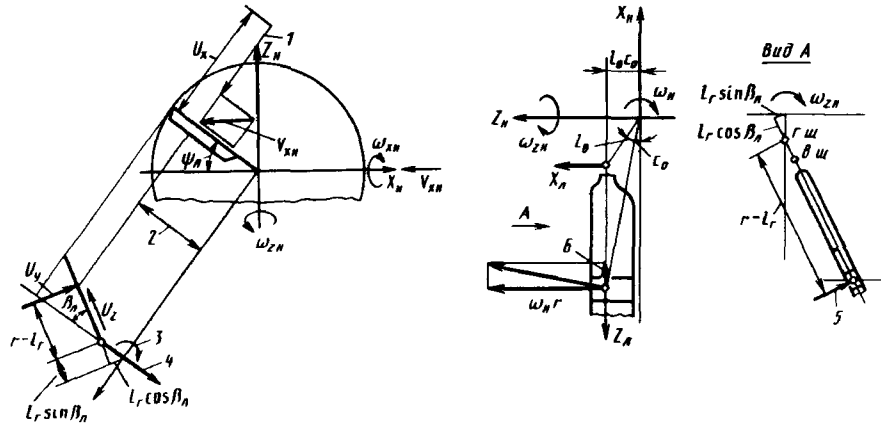


Рис. 1.4. Определение составляющих относительной скорости обтекания сечений лопасти:

1 — $\omega_{\text{н}}[(r - l_r) \cos \beta_{\text{л}} + l_r]$; 2 — $\omega_{\text{н}}[(r - l_r) \cos \beta_{\text{л}} + l_r]$; 3 — $\omega_{\text{zn}} \cos \psi_{\text{л}} + \omega_{\text{хн}} \sin \psi_{\text{л}}$; 4 — $\omega_{\text{хн}} \cos \psi_{\text{л}} - \omega_{\text{zn}} \sin \psi_{\text{л}}$; 5 — $\Delta U_y = \omega_{\text{zn}}(r - l_r + l_r \cos \beta_{\text{л}})$; 6 — $\Delta U_z = \omega_{\text{н}} l_b c_0$

где $\bar{v}$ и $\Delta \bar{v}_{r,\psi}$ — соответственно средняя и переменная части безразмерной индуктивной скорости; λ — средний по диску коэффициент протекания:

$$\lambda = -\bar{V}_{y\text{н}} - \bar{v}. \quad (1.11)$$

Суммарная скорость обтекания сечений лопасти в плоскости, нормальной к оси лопасти,

$$\bar{U} = \sqrt{\bar{U}_x^2 + \bar{U}_y^2}. \quad (1.12)$$

Когда расчеты характеристик несущего винта выполняются при заданных скорости $V_{\text{н}}$ и угле атаки несущего винта $\alpha_{\text{н}}$, в формулы, приведенные выше, подставляются

$$V_{\text{хн}} = V_{\text{н}} \cos \alpha_{\text{н}} = \mu; \quad V_{y\text{н}} = -V_{\text{н}} \sin \alpha_{\text{н}}. \quad (1.13)$$

1.2.1. ИНДУКТИВНЫЕ СКОРОСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Как указано выше, для определения индуктивной скорости несущего винта вихревая теория не применяется, а распределение индуктивных скоростей по площади несущего винта считается заданным. Для расчета интегральных характеристик несущего винта это допустимо, так как их уточнение при применении вихревых теорий не очень существенно. При задании формы распределения индуктивной скорости по площади несущего винта суммируются два характерных для несущего винта закона, показанные на рис. 1.5. Первый закон представляет собой осесимметричное распределение, как на вертикальных режимах полета ($\mu = 0$), а второй — треугольное распределение, как на больших скоростях полета. Суммирование законов производится с умножением их ординат на коэффициенты f_1 и f_2 , так зависящие от μ , что на вертикальных режимах полета остается только осесимметричное распределение, а при больших скоростях — только треугольное:

$$\bar{v}_{r,\psi} = \bar{v}_k \bar{r}^n f_1(\mu) + \bar{v}(1 + \bar{r} \cos \psi_{\text{л}}) f_2(\mu). \quad (1.14)$$

Найдем входящие в уравнение (1.14) неизвестные: $\bar{v}_k$, показатель степени n , функции f_1 и f_2 . Как показывают расчеты обычно применяемых на вертолете винтов, на режиме висения характерным является распределение индуктивной скорости, которому соответствует $n = 1/2$.

Для определения $\bar{v}_k$ воспользуемся теоремой о количестве движения для элементарной кольцевой струйки:

$$dT = 4\pi r v^2(r) dr \quad (1.15)$$

или, в безразмерном виде:

$$dc_T = 8\bar{v}^2(r) \bar{r} d\bar{r}. \quad (1.16)$$

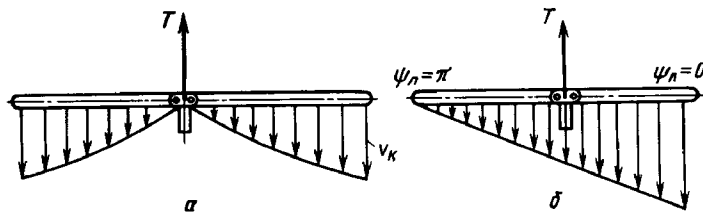


Рис. 1.5. Формы распределения индуктивных скоростей несущего винта:
 $a - v(r, \psi)/v = \bar{v}_k \bar{r}^n$; $b - v(r, \psi)/v = 1 + \bar{r} \cos \psi_n$

Подставляя в это выражение $\bar{v}(r) = \bar{v}_k \bar{r}^{1/2}$ и проинтегрировав по $\bar{r}$, получим

$$\bar{v}_k = \sqrt{3c_T/8}. \quad (1.17)$$

При равномерном распределении индуктивной скорости $\bar{v} = \sqrt{c_T}/2$, поэтому

$$\bar{v}_k = \sqrt{1,5} v \quad (1.18)$$

Таким образом, согласно (1.14)

$$\bar{v}_{r, \psi} = v [\sqrt{1,5} \bar{r}^{1/2} f_1(\mu) + (1 + \bar{r} \cos \psi_n) f_2(\mu)]. \quad (1.19)$$

Одним из наиболее существенных для интегральных характеристик несущего винта проявлений неравномерности распределения индуктивной скорости в продольной плоскости при малых скоростях полета является изменение по скорости коэффициента махового движения b_1 . С учетом закона (1.19) можно получить

$$b_{13} = \frac{4}{3} \frac{\mu}{1 + 1/2 \mu^2} a_0 + f_2 \bar{v}. \quad (1.20)$$

Подставив в эту формулу экспериментально найденную по данным летных испытаний вертолета Ми-6 зависимость $b_{13} = f(\mu)$ (рис. 1.6), получим функцию $f_2(\mu)$ (рис. 1.7). Найдем среднее по площади несущего винта значение индуктивной скорости (1.19):

$$\bar{v} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^1 \bar{v}_{r, \psi} \bar{r} d\bar{r} = \bar{v} (\sqrt{1,5} \frac{4}{5} f_1 + f_2) \approx \bar{v} (f_1 + f_2).$$

Следовательно,

$$f_1(\mu) = 1 - f_2(\mu). \quad (1.21)$$

График функции f_1 показан также на рис. 1.7.

Неравномерность распределения индуктивной скорости в плоскости

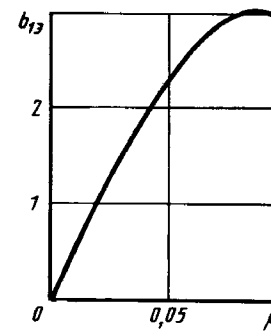


Рис. 1.6. Зависимость коэффициента b_{13} от μ при $\mu \leq 0,01$

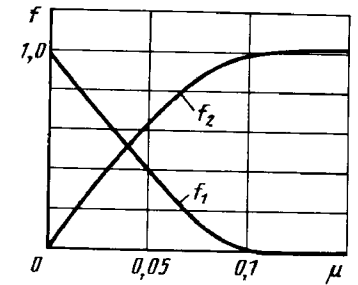


Рис. 1.7. Зависимость коэффициентов f_1 и f_2 от μ

вращения определяется углом между плоскостью вращения и отходящей от винта вихревой колонной, ось которой совпадает с вектором V'_H (рис. 1.8). Этот угол обозначен i_{1H} . Следовательно, коэффициенты f_1, f_2 должны определяться в зависимости от величины этого угла, равного $i_{1H} = \arctg(-\lambda/\mu)$. Очевидно, что когда $i_{1H} = \pm 90^\circ$ (ось вихревой колонны нормальна к плоскости вращения), то $f_1 = 1, f_2 = 0$, а при уменьшении i_{1H} коэффициент f_1 уменьшается, а f_2 увеличивается. Первый случай соответствует режимам полета, когда $\mu = 0$, второй — когда μ велико, а λ мало, так что, приняв, что величина коэффициента f_1, f_2 зависит только от μ , мы пошли на некоторое упрощение, облегчающее расчеты.

При малых скоростях полета заметное влияние на индуктивные потери несущего винта оказывает окружающая индуктивная скорость. Она нами не учитывается, поэтому рекомендуется на $\mu = 0 \dots 0,1$ увеличивать индуктивные потери несущего винта на $\sim 2\% \dots 0$ соответственно.

Итак, для определения распределения индуктивной скорости по площади винта должно быть известно среднее по площади винта значение индуктивной скорости v . Оно находится на основе формулы Глауэрта:

$$v = T/2\rho\pi R^2 V'_H = T/2\rho\pi R^2 \sqrt{(V_H \sin \alpha_H - v)^2 + V_H^2 \cos^2 \alpha_H}. \quad (1.22)$$

Эта формула основана на том, что в предельных случаях при $\alpha_H = 0$ и $\alpha_H = -90^\circ$ она превращается в известные формулы для эллиптического крыла (с полуразмахом R) и для пропеллера. Вихревые теории несущего винта, разработанные впоследствии Л.С. Вильдгрубе и В.Э. Баскиным [2], подтвердили ее при некоторых ограничениях. С учетом продольной силы несущего винта формула (1.22) приобретает вид (см. [17]), а также скоростной треугольник несущего винта на рис. 1.9)

$$R_H = 2\rho FB^2 v_R V'_H = \\ = 2\rho FB^2 v_R \sqrt{(V_H \sin \tau_H - v_R)^2 + V_H^2 \cos^2 \tau_H}, \quad (1.23)$$

где v_R — средняя индуктивная скорость несущего винта, направленная параллельно R_H ; B — коэффициент концевых потерь; τ_H — угол между R_H и нормалью к V_H . Формула (1.23) обращается в (1.22), когда продольная сила несущего винта $H = 0$ (при этом $\tau_H = \alpha_H$, $v_R = v$) и $B = 1$.

При использовании формул (1.22) или (1.23) для определения v или v_R приходится делать итерации. При малых скоростях полета возможны случаи, когда итерации не сходятся. Можно находить v_R с помощью специального графика. Для его построения формулу (1.23), записанную в безразмерных коэффициентах

$$c_{RH} = 4B^2 \bar{v}_R \sqrt{\bar{V}_H^2 - \bar{v}_R (2\bar{V}_H \sin \tau_H - \bar{v}_R)},$$

представим в виде

$$\frac{\bar{v}_R^2}{\frac{c_{RH}}{4B^2}} \left[\frac{\bar{v}_H^2}{\frac{c_{RH}}{4B^2}} - \frac{\bar{v}_R}{\sqrt{\frac{c_{RH}}{4B^2}}} \left(2 \frac{\bar{V}_H}{\sqrt{\frac{c_{RH}}{4B^2}}} \sin \tau_H - \frac{\bar{v}_R}{\sqrt{\frac{c_{RH}}{4B^2}}} \right) \right] = 1. \quad (1.24)$$

Отношение $c_{RH}/4B^2$ равно квадрату средней индуктивной скорости несущего винта на режиме висения

$$\bar{v}_{R \text{ вис}} = \sqrt{c_{RH}}/2B. \quad (1.25)$$

Перейдя к относительным скоростям

$$\tilde{v}_R = \bar{v}_R / \bar{v}_{R \text{ вис}}, \quad \tilde{V}_H = \bar{V}_H / \bar{v}_{R \text{ вис}}, \quad (1.26)$$

получим

$$\tilde{v}_R^2 [\tilde{V}_H^2 - \tilde{v}_R (2\tilde{V}_H \sin \tau_H - \tilde{v}_R)] = 1. \quad (1.27)$$

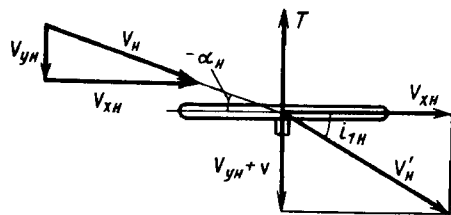


Рис. 1.8. Скорости обтекания несущего винта

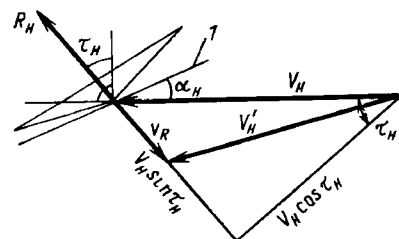


Рис. 1.9. Скоростной треугольник несущего винта:

1 — плоскость вращения несущего винта

По этому уравнению строится график $\tilde{v}_R = f(\tilde{V}_H, \tau_H)$. Он показан на рис. 3.37. Однако уравнение (1.27) не справедливо на режимах снижения несущего винта не является струйным. На этих режимах средние индуктивные скорости находятся по экспериментальным данным.

При расчетах в связанной системе координат несущего винта за угол τ_H находится по формуле

$$\sin \tau_H = \frac{H V_{xH} - T V_{yH}}{R_H V_H} = \frac{H V_{xH} - T V_{yH}}{\sqrt{(T^2 + H^2)(V_{xH}^2 + V_{yH}^2)}}. \quad (1.28)$$

После определения с помощью рис. 3.37 относительной скорости $\tilde{v}_R$ найдем нормальную к плоскости вращения составляющую индуктивной скорости

$$v = \tilde{v}_R v_{R \text{ вис}} T / \sqrt{T^2 + H^2} \approx 0,639 \tilde{v}_R \sqrt{T / \Delta F B^2}. \quad (1.29)$$

При больших скоростях полета ($\tilde{V}_H > 5$), на которых $\tilde{v}_R = 1/\tilde{V}_H$, при всех τ_H средняя индуктивная скорость

$$v = \frac{T}{2B^2 \rho F V_{xH}}; \quad \bar{v} = \frac{c_T}{4B^2 \mu}. \quad (1.30)$$

При криволинейном движении индуктивная скорость изменяется [17]:

$$\Delta \bar{v}_{r\psi} = \bar{S}_r \bar{v}_r (\omega_r \sin \psi_{\text{л}} - \bar{\omega}_{xH} \cos \psi_{\text{л}}) / t_H.$$

Для учета влияния "земной подушки" на величину индуктивной скорости найденные выше значения v умножаются на коэффициент $K'_{\text{зем}}$, зависящий от $\tilde{V}_H$ и $\bar{H} = H/R$:

$$v_{\text{зем}} = K'_{\text{зем}} v. \quad (1.31)$$

На $K'_{\text{зем}}$ влияет форма лопасти, особенно в комлевой части.

Таким образом, приведенные формулы определяют среднюю по площади винта индуктивную скорость и ее распределение по площади винта.

1.2.2. ЭЛЕМЕНТАРНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ИНЕРЦИОННЫЕ СИЛЫ

Чтобы получить выражения для аэродинамических сил, действующих на элемент лопасти, рассмотрим чертеж на плоскости, перпендикулярной к оси лопасти (рис. 1.10). Видно, что сечение лопасти, повернутое под углом φ к плоскости вращения, обтекается воздухом с относительной

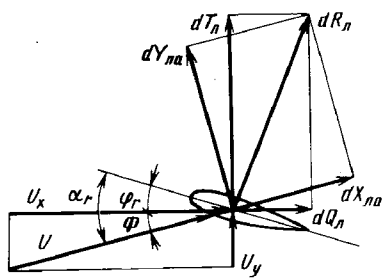


Рис. 1.10. Скорости и аэродинамические силы элемента лопасти

скоростью U , направленной под углом Φ к плоскости вращения. Угол атаки сечения лопасти

$$\alpha_r = \varphi_r + \Phi = \varphi_r + \arctg(\bar{U}_y / \bar{U}_x). \quad (1.32)$$

Угол установки в рассматриваемом сечении находится по формуле

$$\varphi_r = \varphi_0 + \Delta\varphi_r - k\beta_{\text{л}} + \varphi_{1c} \cos \psi_{\text{л}} + \varphi_{1s} \sin \psi_{\text{л}} + \varphi_{2c} \cos 2\psi_{\text{л}} + \dots, \quad (1.33)$$

где углы $\varphi_0, \varphi_{1c}, \varphi_{1s}, \varphi_{2c} \dots$ определяются в зависимости от положения органов управления углом установки винта (общим шагом и углом наклона автомата перекося), а также от упругих деформаций системы управления и осредненных по лопасти деформаций кручения лопасти (см. разд. 1.5.4) $\Delta\varphi_r = \Delta\delta_r + (\nu_{or} - \nu_0)$ — суммарный угол крутки.

Погонные подъемная сила и сила сопротивления элемента лопасти равны:

$$\begin{aligned} dY_{\text{ла}} &= \rho U^2 c_{ya} b_r dr / 2; \\ dX_{\text{ла}} &= \rho U^2 c_{xp} b_r dr / 2. \end{aligned} \quad (1.34)$$

Коэффициенты c_{ya} и c_{xp} выбирают для профиля рассматриваемого сечения в зависимости от α_r , чисел M и Re :

$$\begin{aligned} M &= \frac{U}{a} = \frac{\omega_n R}{a} \bar{U} = M_0 \bar{U}; \\ Re &= \frac{U b_r}{\nu} = \frac{a b_r}{\nu} M. \end{aligned} \quad (1.35)$$

Для упрощения число Re будем находить для средних хорды и высоты полета. При этом Re зависит только от M , так что для каждого M характеристики профиля следует брать при соответствующем Re . Следовательно, коэффициенты c_{ya}, c_{xp} определяются в зависимости от двух величин: α_r и M . Затем c_{ya}, c_{xp} пересчитываются для учета скольжения и нестационарности обтеканий сечений.

Проекция сил $dY_{\text{ла}}, dX_{\text{ла}}$ (см. рис. 1.10) — элементарная тяга $dT_{\text{л}}$ и сопротивление вращению $dQ_{\text{л}}$:

$$\begin{aligned} dT_{\text{л}} &= dY_{\text{ла}} \cos \Phi + dX_{\text{ла}} \sin \Phi; \\ dQ_{\text{л}} &= dX_{\text{ла}} \cos \Phi - dY_{\text{ла}} \sin \Phi. \end{aligned} \quad (1.36)$$

После преобразования получим

$$\begin{aligned} dT_{\text{л}} &= \rho U (c_{ya} U_x + c_{xp} U_y) b_r dr / 2; \\ dQ_{\text{л}} &= \rho U (c_{xp} U_x - c_{ya} U_y) b_r dr / 2. \end{aligned} \quad (1.37)$$

В относительных величинах выражения (1.37) имеют вид

$$\begin{aligned} dt_{\text{л}} &= (c_{ya} \bar{U}_x + c_{xp} \bar{U}_y) \bar{U} b_r d\bar{r}; \\ dq_{\text{л}} &= (c_{xp} \bar{U}_x - c_{ya} \bar{U}_y) \bar{U} b_r d\bar{r}. \end{aligned} \quad (1.38)$$

Вдоль оси лопасти действует сила трения, так как сечения лопасти обтекаются со скольжением. Ее коэффициент равен:

$$df_{\text{л}} = c_f \bar{U} \bar{U}_z \bar{b}_r d\bar{r}, \quad (1.39)$$

причем можно принять, что $c_f = c_{xp \min}$.

Перейдем к выводу выражений для элементарных инерционных сил лопасти. На элемент лопасти действует центробежная сила, инерционная сила махового движения и силы инерции Кориолиса. Центробежная сила дает составляющие на связанные с лопастью оси $OX_{\text{л}} Y_{\text{л}} Z_{\text{л}}$: $dm_{\text{л}} \omega_n^2 l_{\text{в}} c_0$; $-dm_{\text{л}} \omega_n^2 [(r - l_{\text{г}}) \cos \beta_{\text{л}} + l_{\text{г}}] \sin \beta_{\text{л}}$; $dm_{\text{л}} \omega_n^2 [(r - l_{\text{г}}) \cos \beta_{\text{л}} + l_{\text{г}}]$. Происхождение первой из них, направленной вдоль оси $OX_{\text{л}}$, понятно из рассмотрения рис. 1.4. Центробежные силы, возникающие в результате поворота элемента лопасти с угловыми скоростями $\frac{d\beta_{\text{л}}}{dt}$, $\omega_{\text{хн}}$, ω_{yh} , учитывать не будем, так как они намного меньше составляющих основной центробежной силы.

Инерционная сила махового движения лопасти $-dm_{\text{л}}(r - l_{\text{г}}) \frac{d^2 \beta_{\text{л}}}{dt^2}$, она направлена вдоль оси $OY_{\text{л}}$.

Происхождение сил Кориолиса иллюстрируется рис. 1.11. Лопасть на рис. 1.11, а, б показана в положении $\psi_{\text{л}} = 0$, так что рисунок поясняет происхождение выражения, входящего как коэффициент при $\cos \psi_{\text{л}}$ в полной формуле для соответствующей силы. Сила dK , показанная на рис. 1.11, а, образуется в результате поворота с угловой скоростью $\omega_{\text{хн}}$ вектора окружной скорости (1) $\omega_n [(r - l_{\text{г}}) \cos \beta_{\text{л}} + l_{\text{г}}]$.

$dK = 2dm_{\text{л}} \omega_n [(r - l_{\text{г}}) \cos \beta_{\text{л}} + l_{\text{г}}] \omega_{\text{хн}}$ направлена вдоль оси $OY_{\text{л}}$, и ее проекции на оси $OY_{\text{л}}$ и $OZ_{\text{л}}$ равны $2dm_{\text{л}} \omega_n [(r - l_{\text{г}}) \cos \beta_{\text{л}} + l_{\text{г}}] \cos \beta_{\text{л}} (\omega_{\text{хн}} \cos \psi_{\text{л}} - \omega_{\text{zn}} \sin \psi_{\text{л}})$; $2dm_{\text{л}} \omega_n [(r - l_{\text{г}}) \cos \beta_{\text{л}} + l_{\text{г}}] \sin \beta_{\text{л}} (\omega_{\text{хн}} \cos \psi_{\text{л}} - \omega_{\text{zn}} \sin \psi_{\text{л}})$.

В результате поворота с угловой скоростью $\omega_{\text{хн}}$ проекции на ось

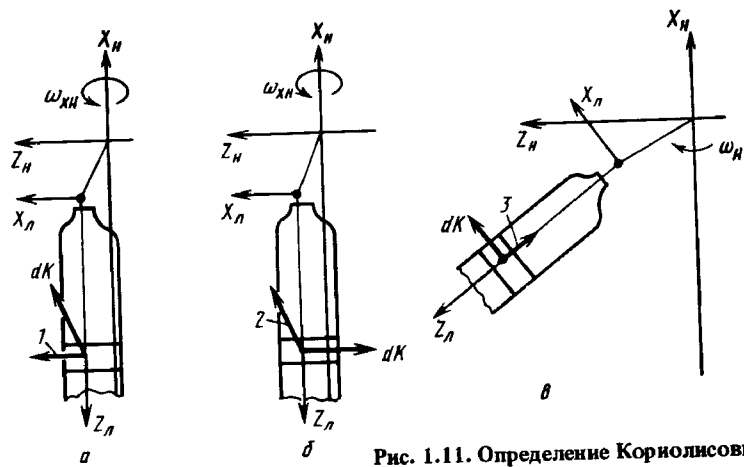


Рис. 1.11. Определение Кориолисовых сил лопасти

OY_H окружной скорости (2) махового движения $(r - l_r) \frac{d\beta_L}{dt} \cos \beta_L$ (рис. 1.11, б) появляется сила $dK = -2dm_L(r - l_r)\omega_{xH} \cos \beta_L \frac{d\beta_L}{dt}$; она направлена против положительного направления оси OX_L . Из этого рисунка нетрудно определить, что угловая скорость ω_{zH} и направленная вдоль оси OY_L линейная скорость $(r - l_r) \frac{d\beta_L}{dt}$ создают силу Кориолиса, направленную вдоль оси OZ_L : $-2dm_L(r - l_r)\omega_{zH} \frac{d\beta_L}{dt}$.

На рис. 1.11, в показана проекция на плоскость вращения несущего винта линейной скорости (3) махового движения $(r - l_r) \frac{d\beta_L}{dt}$, равная $(r - l_r) \sin \beta_L \frac{d\beta_L}{dt}$. В результате поворота лопасти с угловой скоростью ω_H создается сила Кориолиса, направленная вдоль оси OX_L : $dK = 2dm_L(r - l_r)\omega_H \sin \beta_L \frac{d\beta_L}{dt}$. Меньшие по величине силы Кориолиса учитывать не будем.

Когда вал несущего винта движется с угловым ускорением, на элемент лопасти действует направленная вдоль оси OY_H инерционная сила $dm_L[(r - l_r) + l_r \cos \beta_L](\frac{d\omega_{xH}}{dt} \sin \psi_L + \frac{d\omega_{zH}}{dt} \cos \psi_L)$. Остальные составляющие инерционных сил, связанные с неравномерным движением вала, для дальнейшего анализа не потребуются.

Просуммируем проекции всех инерционных сил и силы тяжести:

$$dJ_{xL} = dm_L \omega_H^2 l_B c_0 - 2dm_L(r - l_r) \cos \beta_L \frac{d\beta_L}{dt} (\omega_{xH} \cos \psi_L - \omega_{zH} \sin \psi_L) + 2dm_L(r - l_r) \omega_H \sin \beta_L \frac{d\beta_L}{dt}; \quad (1.40)$$

$$\begin{aligned} dJ_{yL} = & -dm_L \omega_H^2 [(r - l_r) \cos \beta_L + l_r] \sin \beta_L - \\ & - dm_L(r - l_r) \frac{d^2 \beta_L}{dt^2} + 2dm_L[(r - l_r) \cos \beta_L + \\ & + l_r] \omega_H \cos \beta_L (\omega_{xH} \cos \psi_L - \omega_{zH} \sin \psi_L) + dm_L(r - l_r + \\ & + l_r \cos \beta_L) \left(\frac{d\omega_{xH}}{dt} \sin \psi_L + \frac{d\omega_{zH}}{dt} \cos \psi_L \right) - dm_L g \cos \beta_L; \quad (1.41) \\ dJ_{zL} = & dm_L \omega_H^2 [(r - l_r) \cos \beta_L + l_r] \cos \beta_L + 2dm_L[(r - \\ & - l_r) \cos \beta_L + l_r] \omega_H \sin \beta_L (\omega_{xH} \cos \psi_L - \omega_{zH} \sin \psi_L) - \\ & - 2dm_L(r - l_r) \frac{d\beta_L}{dt} (\omega_{zH} \cos \psi_L + \omega_{xH} \sin \psi_L) - dm_L g \sin \beta_L. \quad (1.42) \end{aligned}$$

Массовые силы не зависят от ρ . Однако для упрощения вывода последующих формул в безразмерном виде приведем выражения (1.40) ... (1.42) также к безразмерному виду (учитывая, что $t = \psi_L / \omega_H$):

$$\begin{aligned} dj_{xL}/d\bar{m}_L = & \bar{l}_B c_0 - 2(\bar{r} - \bar{l}_r) \cos \beta_L \frac{d\beta_L}{d\psi_L} (\bar{\omega}_{xH} \cos \psi_L - \\ & - \bar{\omega}_{zH} \sin \psi_L) + 2(\bar{r} - \bar{l}_r) \sin \beta_L \frac{d\beta_L}{d\psi_L}; \quad (1.43) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} dj_{yL}/d\bar{m}_L = & -[(\bar{r} - \bar{l}_r) \cos \beta_L + \bar{l}_r] \sin \beta_L - \\ & - (\bar{r} - \bar{l}_r) \frac{d^2 \beta_L}{d\psi_L^2} + 2[(\bar{r} - \bar{l}_r) \cos \beta_L + \bar{l}_r] \cos \beta_L (\bar{\omega}_{xH} \cos \psi_L - \\ & - \bar{\omega}_{zH} \sin \psi_L) + (\bar{r} - \bar{l}_r + \bar{l}_r \cos \beta_L) \left(\frac{d\bar{\omega}_{xH}}{d\psi_L} \sin \psi_L + \right. \\ & \left. + \frac{d\bar{\omega}_{zH}}{d\psi_L} \cos \psi_L \right) - \bar{g} \cos \beta_L; \quad (1.44) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} dj_{zL}/d\bar{m}_L = & [(\bar{r} - \bar{l}_r) \cos \beta_L + \bar{l}_r] \cos \beta_L + 2[(\bar{r} - \bar{l}_r) \cos \beta_L + \\ & + l_r] \sin \beta_L (\bar{\omega}_{xH} \cos \psi_L - \bar{\omega}_{zH} \sin \psi_L) - 2(\bar{r} - \bar{l}_r) \frac{d\beta_L}{d\psi_L} \times \\ & \times (\bar{\omega}_{xH} \sin \psi_L + \bar{\omega}_{zH} \cos \psi_L) - \bar{g} \sin \beta_L. \quad (1.45) \end{aligned}$$

Здесь $d\bar{m}_L = 2k_L dm_L / \rho \sigma FR$; $\bar{g} = g / \omega_H^2 R$.

1.3. УРАВНЕНИЕ МАХОВОГО ДВИЖЕНИЯ И КАЧАНИЯ ЛОПАСТИ

Угол взмаха лопасти вокруг горизонтального шарнира находится из уравнения махового движения, представляющего собой условие равновесия моментов всех сил лопасти относительно оси шарнира. Воспользовавшись формулами разд. 1.2.2, получим:

$$\begin{aligned} & \int_0^R dT(r - l_\Gamma) - \int_0^R dm_\Pi \omega_\Pi^2 [(r - l_\Gamma) \cos \beta_\Pi + l_\Gamma](r - l_\Gamma) \sin \beta_\Pi - \\ & - \int_0^R dm_\Pi (r - l_\Gamma)^2 \frac{d^2 \beta_\Pi}{dt^2} + \int_0^R 2dm_\Pi \omega_\Pi [(r - l_\Gamma) \cos \beta + \\ & + l_\Gamma](r - l_\Gamma) (\omega_{\text{хн}} \cos \psi_\Pi - \omega_{\text{зн}} \sin \psi_\Pi) \cos \beta_\Pi + \\ & + \int_0^R dm_\Pi (r - l_\Gamma)(r - l_\Gamma + l_\Gamma \cos \beta_\Pi) \left(\frac{d\omega_{\text{хн}}}{dt} \sin \psi_\Pi + \right. \\ & \left. + \frac{d\omega_{\text{зн}}}{dt} \cos \psi_\Pi \right) - \int_0^R dm_\Pi g(r - l_\Gamma) \cos \beta_\Pi = 0. \end{aligned} \quad (1.46)$$

Отметим, что силы на участке лопасти от $r = 0$ до l_Γ и $l_\text{в}$ малы, поэтому нижним пределом интегрирования будем считать 0.

Проинтегрируем по радиусу массовые силы и перейдем к дифференцированию по ψ_Π :

$$\begin{aligned} & d^2 \beta_\Pi / d\psi_\Pi^2 + (\cos \beta_\Pi + l_\Gamma S_\Gamma / I_\Gamma) \sin \beta_\Pi - 2(\cos \beta_\Pi + \\ & + l_\Gamma S_\Gamma / I_\Gamma) (\bar{\omega}_{\text{хн}} \cos \psi_\Pi - \bar{\omega}_{\text{зн}} \sin \psi_\Pi) \cos \beta_\Pi - (1 + \\ & + l_\Gamma S_\Gamma \cos \beta_\Pi / I_\Gamma) \left(\frac{d\bar{\omega}_{\text{хн}}}{d\psi_\Pi} \sin \psi_\Pi + \frac{d\bar{\omega}_{\text{зн}}}{d\psi_\Pi} \cos \psi_\Pi \right) + \\ & + S_\Gamma g \cos \beta_\Pi / I_\Gamma \omega_\Pi^2 - (1/\bar{I}_\Gamma) \int_0^1 dt_\Pi (\bar{r} - \bar{l}_\Gamma) = 0. \end{aligned} \quad (1.47)$$

Здесь $1/\bar{I}_\Gamma = \rho b R^4 / 2I_\Gamma = \gamma_\Pi / a_\infty$; γ_Π — массовая характеристика лопасти, определяющая соотношение моментов аэродинамических и инерционных сил лопасти.

Уравнение (1.47) является уравнением махового движения лопастей. Величина dt_Π является функцией от угла β_Π и производной $d\beta_\Pi/d\psi_\Pi$, поэтому угол $\beta_\Pi = \beta_\Pi(\psi_\Pi)$ находится совместно с определением элементарных сил лопастей dt_Π , обычно в результате численного интегрирования уравнения (1.47). Для расчета основных режимов полета вертолета

можно принять, что угол β_Π мал. Тогда уравнение махового движения упрощается:

$$\begin{aligned} & d^2 \beta_\Pi / d\psi_\Pi^2 + (1 + l_\Gamma S_\Gamma / I_\Gamma) \beta_\Pi = (1/\bar{I}_\Gamma) \int_0^1 dt_\Pi (\bar{r} - \bar{l}_\Gamma) + \\ & + 2(1 + l_\Gamma S_\Gamma / I_\Gamma) (\bar{\omega}_{\text{хн}} \cos \psi_\Pi - \bar{\omega}_{\text{зн}} \sin \psi_\Pi) + \\ & + (1 + l_\Gamma S_\Gamma / I_\Gamma) [(d\bar{\omega}_{\text{хн}}/d\psi_\Pi) \sin \psi_\Pi + (d\bar{\omega}_{\text{зн}}/d\psi_\Pi) \cos \psi_\Pi] - \\ & - S_\Gamma g / I_\Gamma \omega_\Pi^2. \end{aligned} \quad (1.48)$$

Угол β_Π принято описывать рядом

$$\beta_\Pi = a_0 - a_1 \cos \psi_\Pi - b_1 \sin \psi_\Pi - a_2 \cos 2\psi_\Pi - b_2 \sin 2\psi_\Pi - \dots \quad (1.49)$$

Выражения для коэффициентов ряда (они называются коэффициентами махового движения) при линеаризации выражений для dt_Π даны, например в [17]. Расчеты показывают, что величина коэффициентов махового движения убывает с увеличением номера гармоники, так что маховое движение происходит в основном по нулевой и первой гармоникам. Результаты расчета β_Π численным интегрированием обычно также представляются в виде ряда (1.49), так как величины коэффициентов a_1, b_1 характеризуют продольные и боковые силы и моменты винта, они удобны для определения положения лопастей относительно плоскости вращения несущего винта.

Угол качания лопасти относительно оси вертикального шарнира находится из условия равенства нулю момента всех сил

$$m_\text{в} \psi_\text{в} = \int_0^1 (dq_\Pi - dj_{\text{хл}}) (\bar{r} - \bar{l}_\text{в}) = 0.$$

Как указано выше, переменная часть махового движения относительно вертикального шарнира мала и рассматриваться не будет. Для определения среднего угла поворота лопасти c_0 достаточно ограничиться осредненным по ψ_Π уравнением моментов

$$(1/2\pi) \int_0^{2\pi} d\psi_\Pi \int_0^1 (dq_\Pi - dj_{\text{хл}}) (\bar{r} - \bar{l}_\text{в}) = 0. \quad (1.50)$$

Используя формулу для крутящего момента несущего винта (см. 1.82), приведем выражение (1.50) к виду

$$m_{\text{к.н}} - \frac{\bar{l}_\text{в}}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi_\Pi \int_0^1 (dj_{\text{зл}} c_0 + dq_\Pi - dj_{\text{хл}}) = 0. \quad (1.51)$$

Интеграл от инерционных сил (см. формулы (1.43), (1.45))

$$\frac{\bar{l}_B}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi_\Pi \int_0^1 (dj_{z\Pi} c_0 - dj_{x\Pi}) = \bar{S}_B \bar{l}_B c_0 + \bar{S}_\Gamma \bar{l}_B (a_1 \bar{\omega}_{zH} + b_1 \bar{\omega}_{xH}). \quad (1.52)$$

Подставляя это выражение в (1.51) и пренебрегая малым слагаемым $(\bar{l}_B \int_0^{2\pi} d\psi_\Pi \int_0^1 dq_\Pi \ll m_{к.н})$, получим

$$c_0 = [m_{к.н} - \bar{S}_\Gamma \bar{l}_B (a_1 \bar{\omega}_{zH} + b_1 \bar{\omega}_{xH})] / \bar{S}_B \bar{l}_B \approx M_{к}/k_\Pi S_B l_B \omega_H^2. \quad (1.53)$$

Как видно из (1.53), угол c_0 зависит от потребляемой несущим винтом мощности, от разности вертикальных шарниров $\bar{l}_B$, от статического момента инерции S_B . Обычно угол c_0 равен $5 \dots 8^\circ$ на крейсерском режиме полета, $8 \dots 11^\circ$ — при использовании максимальной мощности двигателей, близок к нулю на режиме самовращения.

1.3.1. АНАЛИЗ УРАВНЕНИЯ МАХОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Цели сделанного ниже анализа уравнения махового движения лопастей заключаются в выяснении двух вопросов: а) в каких случаях при изучении динамики полета вертолета допустимо определять маховое движение лопастей без учета их собственного движения, т. е. без учета общего решения уравнения (1.48); б) допустимо ли при расчетах динамики полета определять коэффициенты махового движения лопастей без учета ускорений вала винта. Ответ на эти вопросы является обоснованием принятого метода моделирования динамики вертолета.

Для простоты анализ сделан для винта без разности горизонтальных шарниров и компенсатора взмаха на режиме висения в предположении, что вертолет совершает колебания в одной плоскости, например в плоскости тангажа. В этом случае по линейной теории

$$\frac{1}{I_\Gamma} \int_0^1 dt_\Pi \bar{r} = \gamma_\Pi \left(\frac{\varphi}{4} + \frac{\lambda}{3} - \frac{1}{4} \frac{d\beta_\Pi}{d\psi_\Pi} + \frac{1}{4} \bar{\omega}_{zH} \cos \psi_\Pi \right)$$

и уравнение махового движения имеет вид

$$\frac{d^2 \beta_\Pi}{d\psi_\Pi^2} + \frac{\gamma_\Pi}{4} \frac{d\beta_\Pi}{d\psi_\Pi} + \beta_\Pi = -2 \bar{\omega}_{zH} \sin \psi_\Pi + \left(\frac{\gamma_\Pi}{4} \bar{\omega}_{zH} + \frac{d\bar{\omega}_{zH}}{d\psi_\Pi} \right) \cos \psi_\Pi. \quad (1.54)$$

Для равномерного вращения вертолета ($\frac{d\bar{\omega}_{zH}}{d\psi_\Pi} = 0$) частное решение этого уравнения получено М.Л. Милем:

$$\beta_\Pi = \gamma_\Pi \left(\frac{\varphi}{4} + \frac{\lambda}{3} \right) + \frac{8}{\gamma_\Pi} \bar{\omega}_{zH} \cos \psi_\Pi + \bar{\omega}_{zH} \sin \psi_\Pi \quad (1.55)$$

или

$$a_0 = \gamma_\Pi \left(\frac{\varphi}{4} + \frac{\lambda}{3} \right); \quad a_1 = -\frac{8}{\gamma_\Pi} \bar{\omega}_{zH}; \quad b_1 = -\bar{\omega}_{zH}. \quad (1.56)$$

В дальнейшем М.Л. Милем были выведены аналогичные зависимости для случая гармонических колебаний вертолета [17] (коэффициент a_0 определяется по выражению (1.56) и ниже не рассматривается):

$$a_1 = -\frac{8}{\gamma_\Pi} \bar{\omega}_{zH} + \left(\frac{64}{\gamma_\Pi^2} + 1 \right) \frac{d\bar{\omega}_{zH}}{d\psi_\Pi}; \quad (1.57)$$

$$\bar{b}_1 = -\bar{\omega}_{zH} - \frac{4}{\gamma_\Pi} \frac{d\bar{\omega}_{zH}}{d\psi_\Pi}.$$

Формулы (1.56) или (1.57) используются в расчетах динамики вертолета. Однако если величина массовой характеристики лопасти γ_Π мала ($\sim 1,0$ или меньше), то эти формулы приводят к погрешностям расчета (см. ниже, табл. 1.1). В предельном случае, когда $\gamma_\Pi = 0$, по формулам $a_1 = \infty$, в то время как лопасть, на которой не возникают аэродинамические силы, так же, как гироскоп, не изменяет свое положение в пространстве при поворотах вала несущего винта, т. е. $a_1 = -\vartheta$, $\frac{da_1}{d\psi_\Pi} = -\bar{\omega}_{zH}$.

При малых γ_Π решение уравнения махового движения нужно искать, как это сделано А.П. Проскуряковым, считая a_1 и b_1 функциями времени:

$$\frac{d\beta_\Pi}{d\psi_\Pi} = \left(-\frac{da_1}{d\psi_\Pi} - b_1 \right) \cos \psi_\Pi + \left(-\frac{db_1}{d\psi_\Pi} + a_1 \right) \sin \psi_\Pi;$$

$$\frac{d^2 \beta_\Pi}{d\psi_\Pi^2} = \left(-\frac{d^2 a_1}{d\psi_\Pi^2} - 2 \frac{db_1}{d\psi_\Pi} + a_1 \right) \cos \psi_\Pi +$$

$$+ \left(-\frac{d^2 b_1}{d\psi_\Pi^2} + 2 \frac{da_1}{d\psi_\Pi} + b_1 \right) \sin \psi_\Pi.$$

Подставляя выражения β_Π , $d\beta_\Pi/d\psi_\Pi$ и $d^2 \beta_\Pi/d\psi_\Pi^2$ в уравнение (1.54) и приравнивая коэффициенты при $\cos \psi_\Pi$ и $\sin \psi_\Pi$ в правой и левой его частях, получим систему двух дифференциальных уравнений:

$$\frac{d^2 a_1}{d\psi_{\text{л}}^2} + n \frac{da_1}{d\psi_{\text{л}}} + 2 \frac{db_1}{d\psi_{\text{л}}} + nb_1 = -n\bar{\omega}_{\text{зн}} - \frac{d\bar{\omega}_{\text{зн}}}{d\psi_{\text{л}}}; \quad (1.58)$$

$$\frac{d^2 b_1}{d\psi_{\text{л}}^2} + n \frac{db_1}{d\psi_{\text{л}}} - 2 \frac{da_1}{d\psi_{\text{л}}} - na_1 = 2\bar{\omega}_{\text{зн}}. \quad (1.59)$$

Здесь $n = \gamma_{\text{л}}/4$. Оценим величину членов уравнения (1.59) в рассматриваемом случае малых частот и инкрементов нарастания амплитуды угловой скорости $\bar{\omega}_{\text{зн}}$, что характерно для вертолета. При таких условиях можно принять $\bar{\omega}_{\text{зн}} = A \sin(p\psi_{\text{л}})$, где p — частота колебания вертолета, отнесенная к $\omega_{\text{н}}$. Для оценки величины членов выражений (1.58), (1.59) воспользуемся уравнениями (1.56) или (1.57). Когда p и n малые величины одного порядка, то первые два слагаемых выражения (1.59) на два порядка меньше остальных, следовательно, коэффициент a_1 определяется уравнением

$$2 \frac{da_1}{d\psi_{\text{л}}} + na_1 = -2\bar{\omega}_{\text{зн}}. \quad (1.60)$$

Это уравнение при обычных величинах $\gamma_{\text{л}}$, когда $n \gg p$, превращается в формулу (1.56), а при $n = 0$ — в уравнение гироскопа. Уравнение (1.58), определяющее коэффициент b_1 , также может быть упрощено:

$$\begin{aligned} \frac{2db_1}{d\psi_{\text{л}}} + nb_1 &= \frac{n}{2} \frac{da_1}{d\psi_{\text{л}}} - n\bar{\omega}_{\text{зн}} - \frac{1}{2} \left(2 \frac{d^2 a_1}{d\psi_{\text{л}}^2} + \right. \\ &+ \left. n \frac{da_1}{d\psi_{\text{л}}} + 2 \frac{d\bar{\omega}_{\text{зн}}}{d\psi_{\text{л}}} \right) = -\frac{n}{2} \frac{da_1}{d\psi_{\text{л}}} - n\bar{\omega}_{\text{зн}}. \end{aligned} \quad (1.61)$$

Теперь сравним общие решения уравнения (1.60) и системы уравнений (1.58), (1.59). Корень уравнения (1.60), очевидно, равен

$$\lambda = -\frac{n}{2}. \quad (1.62)$$

У системы (1.58), (1.59) характеристическое уравнение имеет вид

$$\begin{vmatrix} \lambda^2 + n\lambda & 2\lambda + n \\ -(2\lambda + n) & \lambda^2 + n\lambda \end{vmatrix} = (\lambda^2 + n\lambda)^2 + (2\lambda + n)^2 = 0. \quad (1.63)$$

Преобразуем уравнение (1.63) таким образом:

$$\begin{aligned} (\lambda^2 + n\lambda)^2 + (2\lambda + n)^2 &= (\lambda^2 + n\lambda)^2 - i^2(2\lambda + n)^2 = \\ &= [\lambda^2 + \lambda(n - 2i) - in][\lambda^2 + \lambda(n - 2i) + in] = 0. \end{aligned} \quad (1.64)$$

Из выражения (1.64) следует, что корни характеристического уравнения (1.63)

$$\begin{aligned} \lambda_{1,2} &= -\frac{n}{2} \pm \left(\sqrt{1 - \frac{n^2}{4}} - 1 \right) i; \\ \lambda_{3,4} &= -\frac{n}{2} \pm \left(\sqrt{1 - \frac{n^2}{4}} + 1 \right) i. \end{aligned} \quad (1.65)$$

Из формул видно, что декремент затухания собственного движения лопасти равен $n/2$. При больших n собственное движение затухает очень быстро. Поэтому для расчетов устойчивости при больших $\gamma_{\text{л}}$ формулы (1.56) и (1.57) справедливы. При малых n корни приближенно равны

$$\lambda_{1,2} \approx -\frac{n}{2}; \quad \lambda_{3,4} \approx -\frac{n}{2} \pm 2i. \quad (1.66)$$

Вторая пара корней соответствует изменению коэффициентов a_1 и b_1 с очень большой частотой. Это движение лопастей не оказывает влияние на движение вертолета. Первая пара корней соответствует почти апериодическому изменению коэффициентов махового движения, которое достаточно точно описывается уравнением (1.60). Таким образом, приближенное уравнение (1.60) определяет как частное решение, так и основную для динамики вертолета составляющую общего решения уравнения махового движения лопастей.

Рассмотрим результаты расчета корней $\lambda/\omega_{\text{н}}$ характеристического уравнения типичного вертолета, имеющего несущие винты с разной величиной массовой характеристики лопастей $\gamma_{\text{л}}$ (табл. 1.1). Лопасти обычных несущих винтов вертолетов имеют на уровне моря $\gamma_{\text{л}} = 5 \dots 7$. У реактивных вертолетов с тяжелыми двигателями на концах лопастей $\gamma_{\text{л}} \approx 0,5 \dots 1,5$. Существенно меньшую величину $\gamma_{\text{л}}$, предположительно меньше 0,1, имел серворотор Хиллера, так как небольшие по площади, малого удлинения лопатки создавали очень малую подъемную силу. У гиростабилизаторов вертолетов Белл коэффициент, характеризующий соотношение моментов вязкого демпфера и инерционных сил штанги, аналогичен $\gamma_{\text{л}}$; он также мал по величине. Расчеты сделаны при разных вариантах определения коэффициентов махового движения: из системы дифференциальных уравнений (1.58), (1.59), по уравнениям (1.56), (1.57), по упрощенному дифференциальному уравнению (1.60). Из табл. 1.1 видно, что для вертолета с обычным несущим винтом ($\gamma_{\text{л}} \approx 5$) при определении коэффициентов махового движения можно считать, что в каждый момент времени коэффициенты махового движения равны их установившимся значениям при параметрах вертолета в данный момент времени. Видно также (см. вторую и третью строки), что пренебрежение ускорением движения вала в формуле (1.57) не вносит важного для динамики вертолета изменения корней характеристического уравнения. Это явля-

Корни характеристического уравнения вертолета (λ/ω_H)

Уравнения для определения a_1, b_1	γ_L		
	5	1	0,1
(1.58), (1.59)	$0,00232 \pm 0,0188i$ $-0,0615$ $-0,600 \pm 0,238i$ $-0,622 \pm 1,78i$	$-0,000849 \pm 0,00896i$ $-0,0635 \pm 0,17i$ $-0,124$ $-0,124 \pm 0,199i$	$-0,00101 \pm 0,00266i$ $-0,0063 \pm 0,18i$ $-0,0125$ $-0,0126 \pm 2i$
(1.56)	$-0,00243 \pm 0,0187i$ $-0,0589$	$-0,000529 \pm 0,00896i$ $-0,26$	$-0,00068 \pm 0,0028i$ $-2,6$
(1.57)	$0,00217 \pm 0,019i$ $-0,0652$	$-0,000857 \pm 0,00893i$ $0,234$	$-0,00069 \pm 0,00057i$ $0,126$
(1.60)	$0,00225 \pm 0,0189i$ $-0,0638; -0,568$	$-0,000854 \pm 0,00896i$ $-0,0626 \pm 0,169i$	$-0,00101 \pm 0,00266i$ $-0,00625 \pm 0,18i$

ется обоснованием принятого метода моделирования: учитываются только установившиеся значения коэффициентов махового движения и соответствующие им силы и моменты несущего винта, а ускорение вала винта не учитывается. Однако (об этом будет сказано в разд. 2.1) при моделировании, в соответствии с [14], предполагается, что коэффициенты махового движения, силы и моменты устанавливаются после некоторого переходного процесса.

Для вертолетов с винтами, имеющими малые значения γ_L , коэффициенты махового движения должны определяться из дифференциальных уравнений. Действительно (см. табл. 1.1), корни характеристического уравнения вертолета при использовании для определения a_1 алгебраических уравнений (1.56) или (1.57) количественно и качественно не верны. Однако взамен системы уравнений (1.58), (1.59) могут рассматриваться простейшие дифференциальные уравнения первого порядка (1.60), (1.61). Таким образом, если вертолет имеет лопасти с $\gamma_L \leq 1,0$, то принятый метод моделирования не применим, так как маховое движение лопастей должно определяться совместно с движением вертолета. Если же вертолет имеет несущий винт с общепринятой величиной γ_L и серворотор, то можно учитывать только установившиеся значения коэффициентов махового движения несущего винта (т. е. использовать принятый метод моделирования), а углы a_1, b_1 серворотора, следовательно, циклическое изменение угла установки несущего винта, определять по уравнениям (1.60), (1.61).

1.3.2. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ МАХОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Результаты расчетов коэффициентов махового движения (а также сил и моментов несущего винта — см. разд. 1.4, 1.5) целесообразно представлять в виде зависимостей от V'_{yH} или α'_H для нескольких значений угла установки (общего шага) δ'_0 . При этом $V'_H = \text{const}$, и одна из угловых скоростей, например $\omega_{xH} = 0$; для каждого δ'_0 строятся кривые для нескольких ω_{zH} . Такой график в виде, иллюстрирующем основные закономерности зависимостей, показан для коэффициента a_1 на рис. 2.13. Выбор в качестве переменной угла атаки α'_H или V'_{yH} объясняется большей определенностью величины α'_H : при всех скоростях полета α'_H изменяется в одинаковых пределах, приблизительно $\pm 30^\circ$, диапазон же изменения величины V'_{yH} переменен в зависимости от V_{xH} . При скоростях $V_H \leq 100$ км/ч характеристики несущего винта определяются в зависимости от V'_{yH} .

Расчеты делаются при $\delta_B = \delta_K = 0$, поэтому результаты обозначены штрихами. Используются они для определения коэффициентов махового движения при произвольных δ_B, δ_K следующим образом. При известных V_{xH}, V_{yH} (или V_H, α_H) по формулам (1.2), (1.3) находятся V'_{yH} (или α'_H), δ'_0 , затем по результатам расчетов определяются a'_0, a'_1, b'_1 , которые пересчитываются в величины при фактических δ_B, δ_K :

$$a_0 = a'_0 + \Delta a_0; \quad (1.67)$$

$$a_1 = a'_1 - D_1 \delta_B - D_2 \delta_K + \Delta a'_1; \quad (1.68)$$

$$b_1 = b'_1 + D_1 \delta_K - D_2 \delta_B + \Delta b'_1. \quad (1.69)$$

Проанализируем результаты расчетов. Они относятся к $\bar{V}_H = 0,38$ ($V_H \cong 300$ км/ч), $M_0 = 0,65$.

Кривые a_0 в основном идентичны кривым t_H :

$$a_0 \approx 0,125 \gamma'_L t_H \rho' / \rho \approx T(0,72R) / k_L I_T \omega_H^2. \quad (1.70)$$

Это объясняется тем, что a_0 пропорционален среднему значению момента от элементарной тяги относительно горизонтального шарнира. Отметим, однако, что при малых t_H и δ_0 тяга в комле лопасти направлена вверх, а на конце — вниз, так что встречаются случаи, когда $t_H > 0$, а интеграл от моментов $dt_H(\bar{r} - \bar{l}_T)$ и, следовательно, a_0 отрицательны. Например: $t_H = 0,02$, $\delta_0 = 2^\circ$, $a_0 = -1,5^\circ$. Кривые a_0 , как и t_H (рис. 1.1, 2.9), имеют участки интенсивного и слабого увеличения a_0 при росте α'_H . Первый участок соответствует досрывному обтеканию несущего винта, а второй — срывному (деление кривых на участки см. в разд. 1.4.4). Максимальные значения a_0 равны 5 ... 7° при $\omega_{zH} = 0$ и 7 ... 9° при $\omega_{zH} = 0,02$.

Коэффициент a'_1 (см. рис. 2.13) растет при увеличении α'_H . Он также возрастает при увеличении δ_0 , т. е. при увеличении тяги винта. В качест-

ве примера величины a'_1 и других коэффициентов в зависимости от ω_{ZH} приведены в табл. 1.2 для $\delta'_0 = 9^\circ$ и в табл. 1.3 для $\delta'_0 = 16^\circ$. Таблицы составлены для $\omega_{xH} = 0$ и двух условий: режим соответствует границе срыва и $t_H = 0$. При постоянной тяге a'_1 тем больше, чем больше δ_0 . Интенсивно увеличивается a'_1 на срывных участках: на $V_H = 300$ км/ч при углублении в срыв на $\Delta\alpha'_H = 5^\circ$ прирост a'_1 составляет $\sim 3^\circ$. Угловая скорость кабрирования (пикирования) вертолета существенно изменяет a'_1 . Как было показано М.Л. Милем (при $k = 0$ см. (1.52), и при $k \neq 0$ [17]) в результате кабрирования ($\bar{\omega}_{ZH} > 0$) a'_1 уменьшается, что приводит к уменьшению продольной силы винта и его момента, следовательно, к уменьшению продольного момента винта относительно центра тяжести вертолета. Таким образом, винт создает момент, демпфирующий движение вертолета. Численно величина прироста a'_1 от $\bar{\omega}_{ZH}$ не существенно отличается от получаемого по формуле М.Л. Милия, но на срывных участках прирост примерно в 2 раза больше (см. также разд. 1.4.2), что объясняется изменением α_{HCP} .

Таблица 1.2

Параметры	Угловая скорость $\bar{\omega}_{ZH}$					
	-0,02	0	0,02	-0,02	0	0,02
t_H	0,16*	0,2*	0,25*	0	0	0
a'_1	8,5	7	5	5	3	0
h'_H	0,026	0,028	0,028	0,0059	0,0091	0,014
$m_{проф}$	0,009	0,01	0,011	0,008	0,008	0,008

Таблица 1.3

Параметры	Угловая скорость $\bar{\omega}_{ZH}$					
	-0,02	0	0,02	-0,02	0	0,02
t_H	0,16*	0,2*	0,25*	0	0	0
a'_1	13,5	12	9	7,5	5	2,5
h'_H	0,039	0,042	0,044	0,0046	0,01	0,015
$m_{проф}$	0,017	0,017	0,017	0,0067	0,0067	0,0067

*Граница срыва

Величина коэффициентов махового движения лопастей определяет расстояние от лопастей до фюзеляжа вертолета, до упоров махового движения. Угол между лопастями и хвостовой частью ($\psi_L = 0$) фюзеляжа $\beta_{Л0} \approx a_0 - a_1$ (рис. 1.12). Видно, что в основном $\beta'_{Л0} < 0$, т. е. при неотклоненном автомате перекоса при $\psi_L \approx 0$ лопасти находятся ниже плоскости вращения. Резкое уменьшение $\beta'_{Л0}$, т. е. сближение лопастей с хвостовой балкой, происходит на срывных режимах, однако на этих режимах несущий винт создает большие кабрирующие моменты, так что летчик отклоняет ручку вперед и величина $\beta_{Л0} = \beta'_{Л0} + D_1 \delta_B + D_2 \delta_K$ существенно увеличивается; если же летчик все-таки отклонит ручку назад (это на очень короткое время возможно), то лопасть ударит по хвостовой балке. Величина $\beta'_{Л0}$ также уменьшается при уменьшении тяги несущего винта, так как a'_1 убывает медленнее, чем a_0 . Видно, например, что если во время маневра вертолета $\alpha'_H = -20^\circ$, $\delta'_0 = 9^\circ$ (при этом тяга несущего винта достигает значения $T \approx 0$), то $\beta'_{Л0} = -4^\circ$ при $\omega_{ZH} = 0$ и $\beta'_{Л0} = -7^\circ$ при $\bar{\omega}_{ZH} = -0,02$. Если $T \approx 0$, моменты несущего винта относительно центра тяжести вертолета малы, из-за чего летчик может отклонить ручку автомата перекоса до предельной величины назад, при этом также возможен удар лопасти по хвостовой балке.

Положение лопастей около носовой части фюзеляжа ($\psi_L = 180^\circ$) определяется величиной $\beta_{Л180} \approx a_0 + a_1$ (рис. 1.13). Видно, что при неотклоненном автомате перекоса лопасти находятся вблизи плоскости вращения при малых тягах и углах установки винта. Как сказано выше, при $T = 0$ в полете возможны любые отклонения автомата перекоса, следовательно, при предельном отклонении ручки вперед лопасть может достаточно низко опуститься в районе носовой части фюзеляжа. Рис. 1.13 также позволяет оценить максимальный угол взмаха лопасти вверх. Более подробно проблема определения предельных положений лопасти при фактически встречающихся сочетаниях α'_H , δ'_0 , ω_{ZH} на разных скоростях полета обсуждается ниже, в разд. 3.3.

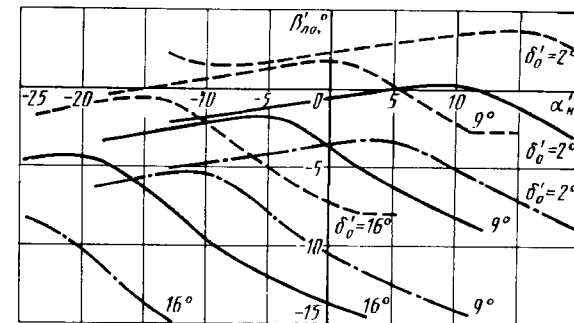


Рис. 1.12. Зависимость угла взмаха лопасти от α'_H , δ'_0 , $\bar{\omega}_{ZH}$:
 $\omega_{xH} = \psi_L = 0$; — $\omega_{ZH} = 0$; - - - $\bar{\omega}_{ZH} = 0,02$; - · - $\bar{\omega}_{ZH} = -0,02$

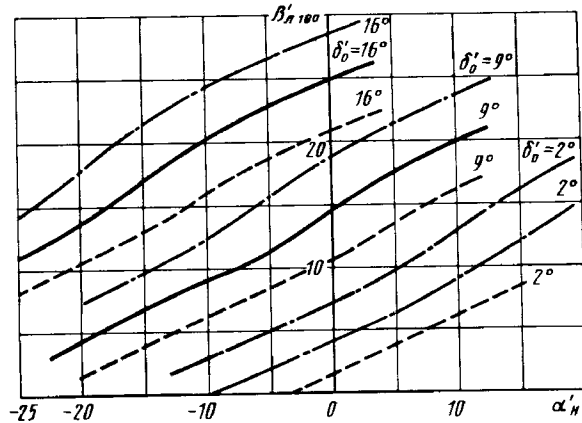


Рис. 1.13. Зависимость угла взмаха лопасти от α'_H , δ'_0 , ω_{zH} :
 $\omega_{xH} = 0$, $\psi_L = 180^\circ$; — $\omega_{zH} = 0$; - - - $\omega_{zH} = 0,02$; - · - $\omega_{zH} = -0,02$

Коэффициент b'_1 для винта с регулятором взмаха $\kappa = 0,5$ мал, изменяется на досрывных режимах в пределах от 1° до -2° . При углублении в зону срыва он отрицателен и возрастает по абсолютной величине. Угловая скорость поворота вала винта ω_{xH} изменяет величину b'_1 в сторону, противоположную ω_{xH} , благодаря чему движение вертолета демпфируется. В досрывной и срывной областях прирост b'_1 в результате появления ω_{xH} разный. Отметим, что величина b'_1 на срывных режимах определяется в основном циклическим изменением угла установки лопасти, равным $\varphi_{1c} = \kappa a'_1$. На режимах вихревого кольца (см. разд. 3.4) маховое движение лопастей увеличивается. Оно должно быть определено экспериментально, на моделях.

1.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СИЛ И МОМЕНТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Найдем проекции элементарных сил лопасти, которые определены в разд. 1.2.2, на полусвязанные оси несущего винта $O_H X_H Y_H Z_H$. На рис. 1.14 показаны проекции лопасти на плоскость вращения несущего винта (на плоскость $O_H X_H Z_H$) и вид на лопасть спереди (по стрелке A). Из рис. 1.14, a видно, что проекции элементарной тяги dt_L на оси $O_H X_H$, $O_H Y_H$, $O_H Z_H$ соответственно равны $dt_L \sin \beta_L \cos \psi_L$; $dt_L \cos \beta_L$; $-dt_L \sin \beta_L \sin \psi_L$. Соответственно проекции силы dq_L и силы трения df_L : $dq_L \sin \psi_L$; 0; $-dq_L \cos \psi_L$; $-df_L \cos \beta_L \cos \psi_L$; $df_L \sin \beta_L$; $df_L \cos \beta_L \sin \psi_L$.

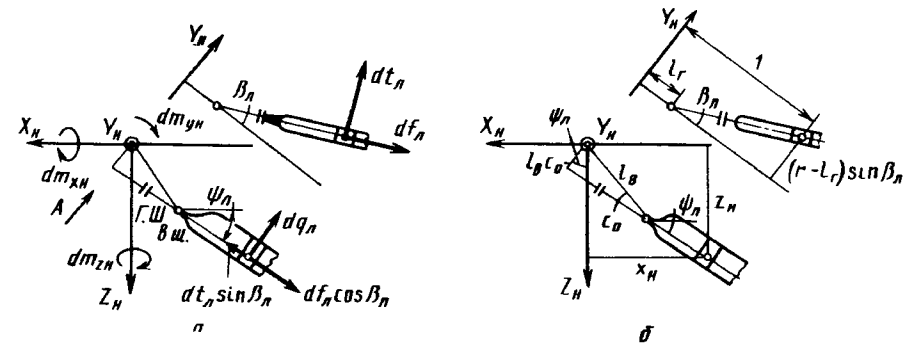


Рис. 1.14. Определение сил и моментов несущего винта
 $1 - (r - l_r) \cos \beta_L + l_r$

Просуммировав проекции сил, направленных по оси $O_H X_H$, найдем элементарную продольную силу несущего винта

$$dh_H = -dt_L \sin \beta_L \cos \psi_L + dq_L \sin \psi_L + df_L \cos \beta_L \cos \psi_L. \quad (1.71)$$

Аналогично найдем элементарную тягу и боковую силу несущего винта:

$$dt_H = dt_L \cos \beta_L + df_L \sin \beta_L; \quad (1.72)$$

$$ds_H = -dt_L \sin \beta_L \sin \psi_L - dq_L \cos \psi_L + df_L \cos \beta_L \sin \psi_L. \quad (1.73)$$

Проинтегрировав выражения (1.72) ... (1.74) по радиусу лопасти, найдем мгновенные значения ее сил; обозначать их будем верхним индексом ψ .

$$h_H^\psi = \int_0^1 dh_H = \int_0^1 (-dt_L \sin \beta_L \cos \psi_L + dq_L \sin \psi_L + df_L \cos \beta_L \cos \psi_L) = -t_H^\psi \sin \beta_L \cos \psi_L + q_H^\psi \sin \psi_L + f_H^\psi \cos \beta_L \cos \psi_L; \quad (1.74)$$

$$t_H^\psi = \int_0^1 dt_H; \quad s_H^\psi = \int_0^1 ds_H.$$

Средние значения коэффициентов сил винта равны

$$h_H = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} h_H^\psi d\psi; \quad t_H = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} t_H^\psi d\psi; \quad s_H = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} s_H^\psi d\psi. \quad (1.75)$$

Элементарные инерционные силы лопастей после интегрирования по площади несущего винта равны нулю, так что выражения (1.75) являются окончательными выражениями для коэффициентов сил несущего винта. Переход к размерным значениям сил лопасти осуществляется путем умножения коэффициентов на $\rho(\omega_H R)^2 b R / 2 = \rho(\omega_H R)^2 \sigma F / 2 k_L$, а сил несущего винта — на $\rho(\omega_H R)^2 \sigma F / 2$.

Элементарные моменты аэродинамических сил относительно связанных осей несущего винта

$$\begin{aligned} dm_{xH} &= -dt_n \bar{z}_H + ds_n \bar{y}_H; & dm_{yH} &= -ds_n \bar{x}_H - dh_n \bar{z}_H; \\ dm_{zH} &= dh_n \bar{y}_H + dt_n \bar{x}_H. \end{aligned} \quad (1.76)$$

Выражения для координат элемента лопасти получим с помощью рис. 1.14, б):

$$\begin{aligned} x_H &= -[(r - l_r) \cos \beta_L + l_r] \cos \psi_L + l_B c_0 \sin \psi_L; \\ y_H &= (r - l_r) \sin \beta_L; \\ z_H &= [(r - l_r) \cos \beta_L + l_r] \sin \psi_L + l_B c_0 \cos \psi_L. \end{aligned} \quad (1.77)$$

Подставим в (1.76) формулы (1.71) ... (1.73), т. е. перейдем к элементарным силам лопасти:

$$\begin{aligned} dm_{xH} &= -dt_L [(\bar{r} - \bar{l}_r + \bar{l}_r \cos \beta_L) \sin \psi_L + \bar{l}_B c_0 \cos \beta_L \cos \psi_L] - \\ &- dq_L (\bar{r} - \bar{l}_r) \sin \beta_L \cos \psi_L - df_L \sin \beta_L (\bar{l}_r \sin \psi_L + \\ &+ \bar{l}_B c_0 \cos \psi_L); \end{aligned} \quad (1.78)$$

$$\begin{aligned} dm_{yH} &= -dm_{xH} = dq_L [(\bar{r} - \bar{l}_r) \cos \beta_L + \bar{l}_r] + \\ &+ (df_L \cos \beta_L - dt_L \sin \beta_L) \bar{l}_B c_0; \end{aligned} \quad (1.79)$$

$$\begin{aligned} dm_{zH} &= -dt_L [(\bar{r} - \bar{l}_r + l_r \cos \beta_L) \cos \psi_L - \bar{l}_B c_0 \cos \beta_L \sin \psi_L] + \\ &+ dq_L (\bar{r} - \bar{l}_r) \sin \beta_L \sin \psi_L - df_L \sin \beta_L (\bar{l}_r \cos \psi_L - \\ &- \bar{l}_B c_0 \sin \psi_L). \end{aligned} \quad (1.80)$$

Выражения (1.78) ... (1.80) получены формально. Проследим с помощью рис. 1.15 происхождение каждого слагаемого этих выражений. На рис. 1.15, а показаны две проекции лопасти, находящейся в азимутальном положении $\psi_L = 90^\circ$. Из вида на лопасть спереди (по А) следует, что $dm_{xH} = -dt_L (r - \bar{l}_r + l_r \cos \beta_L) - df_L \bar{l}_r \sin \beta_L$, а сила dq_L создает моменты: $dm_{zH} = dq_L (\bar{r} - \bar{l}_r) \sin \beta_L$, $dm_{yH} = -dq_L [(\bar{r} - \bar{l}_r) \cos \beta_L + \bar{l}_r]$. Так как лопасть находится перед плоскостью $O_H Y_H Z_H$ (левая часть

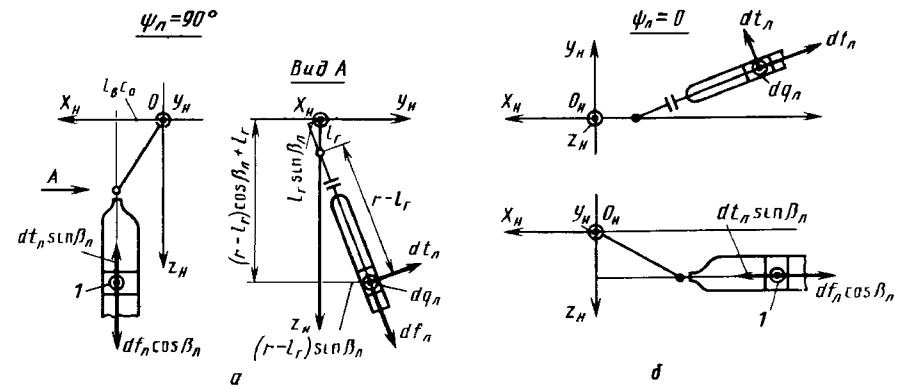


Рис. 1.15. Определение сил и моментов несущего винта на $\psi_L = 180^\circ$ и $\psi_L = 0$
1 — $dt_L \cos \beta_L + df_L \sin \beta_L$

рис. 1.15, а), возникают моменты $dm_{yH} = (dt_L \sin \beta_L - df_L \cos \beta_L) \bar{l}_B c_0$; $dm_{zH} = (dt_L \cos \beta_L + df_L \sin \beta_L) \bar{l}_B c_0$. Сопоставив полученные выражения и выражения (1.78) ... (1.80) при $\sin \psi_L = 1$, $\cos \psi_L = 0$, видим, что они совпадают. Аналогично на рис. 1.15, б) показаны проекции лопасти в азимутальном положении $\psi_L = 0$. Из рис. следует, что

$$\begin{aligned} dm_{xH} &= -dq_L (\bar{r} - \bar{l}_r) \sin \beta_L; \\ dm_{yH} &= -dq_L [(\bar{r} - \bar{l}_r) \cos \beta_L + \bar{l}_r]; \\ dm_{zH} &= -dt_L (\bar{r} - \bar{l}_r + \bar{l}_r \cos \beta_L) - df_L \bar{l}_r \sin \beta_L. \end{aligned}$$

Из проекции на плоскость вращения видно: $dm_{xH} = -(dt_L \cos \beta_L + df_L \sin \beta_L) \bar{l}_B c_0$; $dm_{yH} = (dt_L \sin \beta_L - df_L \cos \beta_L) \bar{l}_B c_0$. Все эти слагаемые также совпадают с выражениями (1.78) ... (1.80) при $\sin \psi_L = 0$, $\cos \psi_L = 1$.

Выражения (1.78) ... (1.80) могут быть использованы для вычисления моментов несущего винта, но их можно преобразовать так, чтобы получить формулы для определения средних моментов m_{xH} , m_{zH} в конечном виде. Для сокращения формул пренебрежем слагаемыми, содержащими малые величины df_L , $d\bar{\omega}_H/d\psi_L$, $\bar{g}$, c_0 (но произведение $df_L \bar{l}_B c_0$ в выражении (1.82) велико), а также примем, что угол β_L мал. Тогда

$$\begin{aligned} dm_{xH} &= -(dt_L + dj_{yL}) \bar{r} \sin \psi_L - (dq_L - dj_{xL}) (\bar{r} - \bar{l}_r) \beta_L \cos \psi_L - \\ &- dj_{zL} \bar{l}_r \beta_L \sin \psi_L; \end{aligned} \quad (1.81)$$

$$dm_{zH} = (dq_L - dj_{xL}) \bar{r} + dj_{zL} \bar{l}_B c_0; \quad (1.82)$$

$$dm_{zH} = -(dt_{\pi} + dj_{y\pi})\bar{r} \cos \psi_{\pi} + (dq_{\pi} - dj_{x\pi})(\bar{r} - \bar{l}_{\Gamma})\beta_{\pi} \sin \psi_{\pi} - \\ - dj_{z\pi}\bar{l}_{\Gamma}\beta_{\pi} \cos \psi_{\pi}. \quad (1.83)$$

Возьмем интеграл по радиусу от dm_{xH} , используя равенство (1.82):

$$m_{xH}^{\psi} = - \int_0^1 (\bar{r} - \bar{l}_{\Gamma}) \sin \psi_{\pi} (dt_{\pi} + dj_{y\pi}) - \bar{l}_{\Gamma} (t_{\pi}^{\psi} + j_{y\pi}^{\psi}) \sin \psi_{\pi} - \\ - m_{KH}^{\psi} \beta_{\pi} \cos \psi_{\pi} + \bar{l}_{\Gamma} (q_{\pi}^{\psi} - j_{x\pi}^{\psi}) \beta_{\pi} \cos \psi_{\pi} - j_{z\pi}^{\psi} \bar{l}_{\Gamma} \beta_{\pi} \sin \psi_{\pi} = \\ = - \bar{l}_{\Gamma} (t_{\pi}^{\psi} + j_{y\pi}^{\psi} + j_{z\pi}^{\psi} \beta_{\pi}) \sin \psi_{\pi} - [m_{KH}^{\psi} - \bar{l}_{\Gamma} (q_{\pi}^{\psi} - j_{x\pi}^{\psi})] \beta_{\pi} \cos \psi_{\pi}. \quad (1.84)$$

Интеграл в правой части (1.84) равен нулю, так как он выражает условие равенства моментов всех сил относительно оси горизонтального шарнира. При принятых нами допущениях $j_{x\pi}^{\psi} = 0$ и инерционные силы в выражении (1.84) приводятся к виду (см. формулы (1.43) ... (1.45))

$$- (j_{y\pi}^{\psi} + j_{z\pi}^{\psi} \beta_{\pi}) \bar{l}_{\Gamma} \sin \psi_{\pi} = [\bar{S}_0 \beta_{\pi} + \bar{S}_{\Gamma} \frac{d^2 \beta_{\pi}}{d\psi_{\pi}^2} - \\ - 2\bar{S}_0 (\bar{\omega}_{xH} \cos \psi_{\pi} - \bar{\omega}_{zH} \sin \psi_{\pi}) - \bar{S}_0 \beta_{\pi}] \bar{l}_{\Gamma} \sin \psi_{\pi}. \quad (1.85)$$

Сокращение слагаемых $\bar{S}_0 \beta_{\pi}$ в правой части (1.85) соответствует тому, что центробежная сила лопасти, приведенная в горизонтальный шарнир, не создает момента, так как находится в плоскости вращения. Представим коэффициенты t_{π}^{ψ} , m_{KH}^{ψ} в виде гармонических рядов. Например:

$$t_{\pi}^{\psi} = t_{\pi} + t_{\pi 1c} \cos \psi_{\pi} + t_{\pi 1s} \sin \psi_{\pi} + t_{\pi 2c} \cos 2\psi_{\pi} + \dots \quad (1.86)$$

При этом уравнение (1.84) можно проинтегрировать по азимуту. Так как $q_{\pi}^{\psi} \bar{l}_{\Gamma} \ll m_{KH}^{\psi}$, получим

$$m_{xH} = \frac{1}{2} (\bar{S}_{\Gamma} b_1 - t_{\pi 1s} + 2\bar{S}_0 \bar{\omega}_{zH}) \bar{l}_{\Gamma} + \frac{1}{2} (m_{KH} a_1 - m_{KH 1c} a_0). \quad (1.87)$$

С учетом поворота лопасти относительно вертикального шарнира формула (1.87) и аналогичная формула для m_{zH} примут вид

$$m_{xH} = [(\bar{S}_{\Gamma} b_1 - t_{\pi 1s} + 2\bar{S}_0 \bar{\omega}_{zH}) \bar{l}_{\Gamma} + m_{KH} a_1 - \\ - m_{KH 1c} a_0 - (t_{\pi 1c} + 2\bar{S}_0 \bar{\omega}_{xH}) \bar{l}_{\Gamma} c_0] / 2; \quad (1.88)$$

$$m_{zH} = [(\bar{S}_{\Gamma} a_1 - t_{\pi 1c} - 2\bar{S}_0 \bar{\omega}_{xH}) \bar{l}_{\Gamma} - m_{KH} b_1 + \\ + m_{KH 1s} a_0 + (t_{\pi 1s} - 2\bar{S}_0 \bar{\omega}_{zH}) \bar{l}_{\Gamma} c_0] / 2. \quad (1.89)$$

В формулах учитывают, что при $\beta_{\pi} \neq 0$ лопасти не находятся в плоскости вращения, так что создаются моменты силами dq_{π} (слагаемые, содержащие m_{KH}). Другое обстоятельство, учтенное в формулах (1.88), (1.89), — отклонение лопасти вокруг вертикального шарнира, из-за чего возникают моменты на плече l_{Bc_0} . Формулы показывают, что у винта без выноса горизонтальных шарниров моменты m_{xH} и m_{zH} не равны нулю и изменение параметров продольного движения (a_1 , δ_B , ω_{zH}) изменяет не только m_{zH} , но и m_{xH} , и наоборот. Это значит, что возникают так называемые перекрестные моменты, которые нужно учитывать при выборе кинематических параметров втулки несущего винта, в расчетах динамики полета.

В выражения (1.88), (1.89) входят гармоники тяги и крутящего момента, определение которых затруднено. Поэтому часто используются неполные формулы:

$$m_{xH} = (\bar{S}_{\Gamma} \bar{l}_{\Gamma} b_1 + 2\bar{S}_0 \bar{\omega}_{zH} \bar{l}_{\Gamma} + m_{KH} a_1) / 2; \\ m_{zH} = (\bar{S}_{\Gamma} \bar{l}_{\Gamma} a_1 - 2\bar{S}_0 \bar{\omega}_{xH} \bar{l}_{\Gamma} - m_{KH} b_1) / 2; \quad (1.90)$$

$$m_{xH} = \bar{S}_{\Gamma} \bar{l}_{\Gamma} b_1 / 2; \quad m_{zH} = \bar{S}_{\Gamma} \bar{l}_{\Gamma} a_1 / 2. \quad (1.91)$$

Формула (1.90) для m_{zH} достаточно точна, но m_{xH} определяется с большой ошибкой. Формула (1.91) для m_{zH} дает заметную погрешность при больших δ_0 на срывных режимах. Некоторые авторы выводят формулы для m_{xH} , m_{zH} в предположении, что равнодействующая всех сил лопасти равна центробежной (что практически правильно) и направлена по оси лопасти (что неправильно); при этом получаются формулы (1.91), но вместо $\bar{S}_{\Gamma}$ в них входит $\bar{S}_0$. Приведем выражение (1.89) к размерному виду:

$$M_{zH} = k_{\pi} [\omega_{zH}^2 S_{\Gamma} l_{\Gamma} a_1 / 2 - S_0 \omega_{zH} (\omega_{zH} l_{\Gamma} + \omega_{xH} l_{Bc_0})] - \\ - (m_{KH} b_1 - m_{KH 1s} a_0 + t_{\pi 1c} \bar{l}_{\Gamma} - t_{\pi 1s} \bar{l}_{Bc_0}) \rho \sigma FR (\omega_{zH} R)^2 / 4.$$

Инерционные составляющие момента M_{zH} , а также M_{xH} не зависят от ρ , а действительно безразмерным является последний множитель (в скобках).

Крутящий момент несущего винта от аэродинамических сил m_{KH} находится интегрированием выражения (1.79). Без учета меньших по величине слагаемых получим

$$dm_{KH} = dq_{\pi} \bar{r}; \quad m_{KH} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi_{\pi} \int_0^1 dq_{\pi} \bar{r}. \quad (1.92)$$

Для определения инерционной составляющей крутящего момента нужно в выражении (1.79) заменить dq_{π} на $-dj_{x\pi}$, dt_{π} на $dj_{y\pi}$, df_{π} на $dj_{z\pi}$. С некоторыми допущениями (угол β_{π} мал, $dj_{y\pi} \beta_{\pi} \ll dj_{z\pi}$, $g = d\bar{\omega}_{zH} / d\psi_{\pi} = 0$)

$$dm_{\text{к н.ин}} = -dj_{\text{хл}} \bar{r} + dj_{\text{зл}} \bar{l}_\text{в} c_0; \quad (1.93)$$

$$m_{\text{к н.ин}} = -(\bar{l}_\Gamma + \bar{s}_\Gamma \bar{l}_\Gamma)(a_1 \bar{\omega}_{\text{зн}} + b_1 \bar{\omega}_{\text{хн}}).$$

Таким образом,

$$m_{\text{кн}} = m_{\text{к н.а}} + m_{\text{к н.ин}} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi_\text{л} \int_0^1 dq_\text{л} \bar{r} - (\bar{l}_\Gamma + \bar{s}_\Gamma \bar{l}_\Gamma)(a_1 \bar{\omega}_{\text{зн}} + b_1 \bar{\omega}_{\text{хн}}). \quad (1.94)$$

В формулах для определения моментов несущего винта составляющие, содержащие аэродинамические и инерционные моменты, получают разными при разных способах вывода формул. В разд. 1.3 выражение для $m_{\text{кн}}$ преобразовано так, чтобы использовать условие равенства нулю момента относительно оси вертикального шарнира; при этом получили выражение (1.52) для крутящего момента от инерционных сил, а момент от аэродинамических сил $\frac{\bar{l}_\text{в}}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi_\text{л} \int_0^1 q_\text{л} \approx 0$. В формуле (1.94)

эти составляющие выражены иначе. Разница получается оттого, что при использовании условия равенства нулю моментов относительно оси шарнира аэродинамические силы частично заменяются равными им инерционными.

При выводе формулы (1.84) для $m_{\text{хн}}$ силы, параллельные оси $O_\text{л} Y_\text{л}$, переносили на ось горизонтального шарнира, после чего находили их моменты. При этом момент инерционных сил выражался формулой (1.85). Получим выражения для $m_{\text{хн.ин}}$, $m_{\text{зн.ин}}$ без переноса сил на ось шарнира. В соответствии с (1.81), (1.43) ... (1.45)

$$\begin{aligned} dm_{\text{хн.ин}} = d\bar{m}_\text{л} \left\{ [\bar{r} \beta_\text{л} + (\bar{r} - \bar{l}_\Gamma) \frac{d^2 \beta_\text{л}}{d\psi_\text{л}^2} - 2\bar{r}(\bar{\omega}_{\text{хн}} \cos \psi_\text{л} - \bar{\omega}_{\text{зн}} \sin \psi_\text{л})] \bar{r} \sin \psi_\text{л} - 2(\bar{r} - \bar{l}_\Gamma) \frac{d\beta_\text{л}}{d\psi_\text{л}} (\bar{\omega}_{\text{хн}} \cos \psi_\text{л} - \bar{\omega}_{\text{зн}} \sin \psi_\text{л} - \beta_\text{л})(\bar{r} - \bar{l}_\Gamma) \beta_\text{л} \cos \psi_\text{л} - [(\bar{r} + 2\bar{r} \beta_\text{л} (\bar{\omega}_{\text{хн}} \cos \psi_\text{л} - \bar{\omega}_{\text{зн}} \sin \psi_\text{л}) - 2(\bar{r} - \bar{l}_\Gamma) \frac{d\beta_\text{л}}{d\psi_\text{л}} (\bar{\omega}_{\text{хн}} \sin \psi_\text{л} + \bar{\omega}_{\text{зн}} \cos \psi_\text{л})] \bar{l}_\Gamma \beta_\text{л} \sin \psi_\text{л} \right\}. \quad (1.95) \end{aligned}$$

Отбросим слагаемые порядка малости $\beta_\text{л}^2$ и выше:

$$\begin{aligned} dm_{\text{хн.ин}} = d\bar{m}_\text{л} [\bar{r}(\bar{r} - \bar{l}_\Gamma) (\frac{d^2 \beta_\text{л}}{d\psi_\text{л}^2} + \beta_\text{л}) - 2\bar{r}^2 (\bar{\omega}_{\text{хн}} \cos \psi_\text{л} - \bar{\omega}_{\text{зн}} \sin \psi_\text{л})] \sin \psi_\text{л}. \quad (1.96) \end{aligned}$$

Проинтегрировав по площади винта, получим формулу для $m_{\text{хн.ин}}$ и аналогично для $m_{\text{зн.ин}}$:

$$m_{\text{хн.ин}} = \bar{l}_\omega \bar{\omega}_{\text{зн}}; \quad m_{\text{зн.ин}} = \bar{l}_\omega \bar{\omega}_{\text{хн}}. \quad (1.97)$$

Таким образом, в прямолинейном полете средний инерционный момент равен нулю, а в криволинейном полете он создается направленными вдоль оси $O_\text{н} Y_\text{н}$ кориолисовыми силами, т. е. представляет собой гироскопический момент.

Также, без переноса сил на ось горизонтального шарнира, можно получить другие выражения для аэродинамических составляющих моментов $m_{\text{хн.а}}$, $m_{\text{зн.а}}$. При обоих способах вывода формул суммарное значение моментов одинаково.

При выполнении маневров гироскопический момент винта может достичь большой величины, но при этом обязательно будет таким же большим и противоположного знака момент от аэродинамических сил (см. формулы (1.78), (1.80)). Поэтому суммарный момент винта существенно меньше гироскопического.

1.4.1. МОЩНОСТЬ НЕСУЩЕГО ВИНТА КАК СУММА СЕКУНДНЫХ РАБОТ ЕГО СИЛ И МОМЕНТОВ

При решении многих задач удобно применять для определения крутящего момента несущего винта выражение, которое можно получить, используя теорему об изменении кинетической энергии тела. На рис. 1.16 показан элемент лопасти и аэродинамические силы, действующие на него. Скорости перемещения элемента: в плоскости вращения $-U_\text{х}$, а по нормали к ней $-U_\text{у} - v_{r,\psi}$, т. е. воздушная скорость без учета индуктивной. Секундная работа сил (малые силы трения и тяжести учитывать не будем)

$$dA = -dQ_\text{л} U_\text{х} - dT_\text{л} [U_\text{у} + v_{r,\psi}]. \quad (1.98)$$

Нетрудно показать, что $dQ_\text{л} U_\text{х} + dT_\text{л} U_\text{у} = dX_{a\text{л}} U$ (так как $dY_{a\text{л}} \perp U$, то ее работа равна 0). Следовательно,

$$dA = -dX_{a\text{л}} U - dT_\text{л} v_{r,\psi}. \quad (1.99)$$

Со стороны втулки несущего винта на лопасть действуют силы и моменты $-H^\psi$, $-T^\psi$, $-S^\psi$, $-M_{\text{хн}}^\psi$, $-M_{\text{ун}}^\psi$, $-M_{\text{зн}}^\psi$ (см. рис. 1.19). Отме-

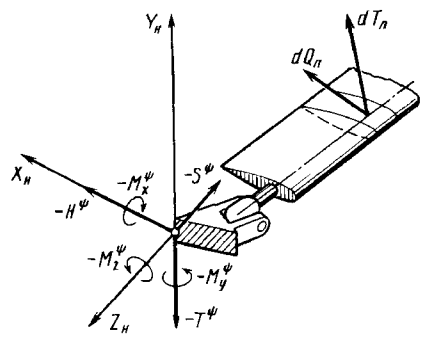


Рис. 1.16. Силы, действующие на элемент лопасти и часть втулки

тим, что это суммарные силы и моменты, содержащие аэродинамическую и инерционную части. Секундная работа всех сил, действующих на лопасть,

$$\begin{aligned} A\psi = & - \int_0^R [dX_{a\psi} U + \\ & + dT_{\psi} v_{r,\psi}] + H\psi V_{xH} - \\ & - T\psi V_{yH} - M_{xH}^{\psi} \omega_{xH} - \\ & - M_{yH}^{\psi} \omega_{yH} - M_{zH}^{\psi} \omega_{zH}. \end{aligned} \quad (1.100)$$

При установившемся движении кинетическая энергия лопасти на равных $\psi_{\text{л}}$ одинакова, следовательно, интеграл от секундных работ равен нулю:

$$\begin{aligned} \frac{k_{\text{л}}}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi_{\text{л}} \int_0^R [dX_{a\psi} U + dT_{\psi} v_{r,\psi}] - HV_{xH} + TV_{yH} + \\ + M_{xH} \omega_{xH} + M_{yH} \omega_{yH} + M_{zH} \omega_{zH} = 0. \end{aligned}$$

Так как мощность несущего винта $N = M_K \omega_H = -M_{yH} \omega_H$, то

$$N = N_{\text{проф}} + N_{\text{инд}} - HV_{xH} + TV_{yH} + M_{xH} \omega_{xH} + M_{zH} \omega_{zH}, \quad (1.101)$$

где

$$\begin{aligned} N_{\text{проф}} &= \frac{k_{\text{л}}}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi_{\text{л}} \int_0^R dX_{a\psi} U; \\ N_{\text{инд}} &= \frac{k_{\text{л}}}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi_{\text{л}} \int_0^R dT_{\psi} v_{r,\psi}. \end{aligned} \quad (1.102)$$

Таким образом, мощность несущего винта выражена как сумма секундных работ его сил и моментов и потерь на профильное и индуктивное сопротивление лопастей.

Уравнение (1.101) принято называть уравнением баланса энергии несущего винта. Оно часто используется в виде

$$N = N_{\text{проф}} + N_{\text{инд}} - X_{a*H} V_H + M_{xH} \omega_{xH} + M_{zH} \omega_{zH}, \quad (1.103)$$

где $X_{a*H} = T \sin \alpha_H + H \cos \alpha_H$ — сила сопротивления несущего винта. Когда скос потока у несущего винта мал, $X_{a*H} = X_{aH}$.

В безразмерном виде эти уравнения записываются как

$$\begin{aligned} m_{KH} &= m_{\text{проф}} + m_{\text{инд}} - h_H \bar{V}_{xH} + t_H \bar{V}_{yH} + m_{xH} \bar{\omega}_{xH} + \\ &+ m_{zH} \bar{\omega}_{zH} = m_{\text{проф}} + m_{\text{инд}} - t_{xH} \bar{V}_H + m_{xH} \bar{\omega}_{xH} + m_{zH} \bar{\omega}_{zH}, \end{aligned} \quad (1.104)$$

причем

$$\begin{aligned} m_{\text{проф}} &= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi_{\text{л}} \int_0^1 c_{xp} \tilde{b}_r \bar{U}^3 d\bar{r}; \\ m_{\text{инд}} &= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi_{\text{л}} \int_0^1 dt_{\psi} \bar{v}_{r,\psi}. \end{aligned} \quad (1.105)$$

Отметим, что последние два слагаемых выражений (1.103), (1.104) малы по величине и могут быть опущены.

Уравнение (1.103) можно получить и без применения теоремы об изменении кинетической энергии, а формально, путем преобразования выражений для m_{KH} . Для аэродинамической составляющей момента и при $\omega_{xH} = \omega_{zH} = 0$ вывод приведен в работе [17]. С учетом ω_{xH} , ω_{zH} и при уточненных выражениях для m_{xH} , m_{zH} (1.81) ... (1.83) получим

$$\begin{aligned} dm_{KH.a} &= dm_{\text{проф}} + dm_{\text{инд}} - dt_{xH.a} \bar{V}_H + \\ &+ dt_{\psi} (\bar{r} - \bar{l}_r) \frac{d\beta_{\psi}}{d\psi_{\text{л}}} + dm_{xH.a} \bar{\omega}_{xH} + dm_{zH.a} \bar{\omega}_{zH}. \end{aligned} \quad (1.106)$$

Таким образом, получено уравнение типа (1.103) для элемента лопасти. Оно отличается от последнего слагаемым $dt_{\psi} (\bar{r} - \bar{l}_r) \frac{d\beta_{\psi}}{d\psi_{\text{л}}}$, выра-

жающим секундную работу силы dt_{ψ} при маховом движении лопасти, а также тем, что в выражение (1.106) входят составляющие только аэродинамических сил. Отметим, что уравнение (1.106) может быть также получено приравнованием двух выражений для секундной работы сил элемента лопасти: выражения (1.99) и следующего:

$$\begin{aligned} dA &= -dQ_{\psi} U_x - dT_{\psi} [U_y + v_{r,\psi}] = -dQ_{\psi} [\omega_H r + \\ &+ V_{xH} \sin \psi_{\text{л}} + (r - l_r) \beta_{\psi} (\omega_{xH} \cos \psi_{\text{л}} - \omega_{zH} \sin \psi_{\text{л}})] - \\ &- dT_{\psi} [V_{yH} \cos \beta_{\psi} - (r - l_r) \frac{d\beta_{\psi}}{dt} - V_{xH} \sin \beta_{\psi} \cos \psi_{\text{л}} + \\ &+ r (\omega_{xH} \sin \psi_{\text{л}} + \omega_{zH} \cos \psi_{\text{л}})] = -dN_a - dX_{aH.a} V_H + \\ &+ dT_{\psi} (r - l_r) \frac{d\beta_{\psi}}{dt} + dM_{xH.a} \omega_{xH} + dM_{zH.a} \omega_{zH}. \end{aligned} \quad (1.107)$$

Проинтегрировав (1.106), найдем среднюю по площади винта величину $m_{\text{кн.а}}$:

$$m_{\text{кн.а}} = m_{\text{проф}} + m_{\text{инд}} - t_{\text{хн.а}} \bar{V}_{\text{н}} + \\ + \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{d\beta_{\text{л}}}{d\psi_{\text{л}}} d\psi_{\text{л}} \int_0^1 dt_{\text{л}} (\bar{r} - \bar{l}_{\text{г}}) + m_{\text{хн.а}} \bar{\omega}_{\text{хн}} + m_{\text{зн.а}} \bar{\omega}_{\text{зн}}. \quad (1.108)$$

В прямолинейном установившемся полете интегралы от инерционных составляющих сил и моментов несущего винта равны нулю, так что индексы а в выражении (1.108) могут быть отброшены. Интеграл от секундной работы махового движения при прямолинейном полете также равен нулю. При криволинейном установившемся полете в величину $\int_0^1 dt_{\text{л}} (\bar{r} - \bar{l}_{\text{г}})$ входит выражение $2(\bar{I}_{\text{г}} + \bar{S}_{\text{г}} \bar{l}_{\text{г}})(\bar{\omega}_{\text{хн}} \cos \psi_{\text{л}} - \bar{\omega}_{\text{зн}} \sin \psi_{\text{л}})$ (см. формулу (1.48)), так что

$$\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{d\beta_{\text{л}}}{d\psi_{\text{л}}} d\psi_{\text{л}} \int_0^1 dt_{\text{л}} (\bar{r} - \bar{l}_{\text{г}}) = \\ = (\bar{I}_{\text{г}} + \bar{S}_{\text{г}} \bar{l}_{\text{г}})(a_1 \bar{\omega}_{\text{зн}} + b_1 \bar{\omega}_{\text{хн}}). \quad (1.109)$$

Правая часть выражения (1.109) совпадает с точностью до знака с выражением для инерционной части крутящего момента несущего винта (1.93). Таким образом,

$$-\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{d\beta_{\text{л}}}{d\psi_{\text{л}}} d\psi_{\text{л}} \int_0^1 dt_{\text{л}} (\bar{r} - \bar{l}_{\text{г}}) = -m_{\text{кн.ин}}; \\ m_{\text{кн.а}} - \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{d\beta_{\text{л}}}{d\psi_{\text{л}}} d\psi_{\text{л}} \int_0^1 dt_{\text{л}} (\bar{r} - \bar{l}_{\text{г}}) = m_{\text{кн}}. \quad (1.110)$$

Первое выражение (1.110) можно получить и по теореме об изменении кинетической энергии. Секундная работа сил элемента лопасти в полу-связанной системе координат

$$dA = -dQ_{\text{л}} \omega_{\text{н}} r + dT_{\text{л}}(r - l_{\text{г}}) \frac{d\beta_{\text{л}}}{dt} = \\ = -dN_{\text{а}} + dT_{\text{л}}(r - l_{\text{г}}) \frac{d\beta_{\text{л}}}{dt}.$$

Среднее значение секундной работы всех элементов винта равно $N_{\text{а}} + \frac{k_{\text{л}}}{2\pi} \int_0^{2\pi/\omega_{\text{н}}} \frac{d\beta_{\text{л}}}{dt} \int_0^R dT_{\text{л}}(r - l_{\text{г}})$, а секундная работа момента, прило-

женного к винту, равна N . Так как при установившемся движении изменение кинетической энергии за время одного оборота равно нулю, то

$$-N_{\text{а}} + \frac{k_{\text{л}}}{2\pi} \int_0^{2\pi/\omega_{\text{н}}} \frac{d\beta_{\text{л}}}{dt} \int_0^R dT_{\text{л}}(r - l_{\text{г}}) + N = \\ = N_{\text{ин}} + \frac{k_{\text{л}}}{2\pi} \int_0^{2\pi/\omega_{\text{н}}} \frac{d\beta_{\text{л}}}{dt} \int_0^R dT_{\text{л}}(r - l_{\text{г}}) = 0. \quad (1.111)$$

Это выражение в безразмерном виде совпадает с (1.110).

Секундная работа моментов инерционных сил несущего винта в соответствии с выражениями (1.97)

$$m_{\text{хн.ин}} \bar{\omega}_{\text{хн}} + m_{\text{зн.ин}} \bar{\omega}_{\text{зн}} = \bar{I}_{\omega} (\bar{\omega}_{\text{зн}} \bar{\omega}_{\text{хн}} - \bar{\omega}_{\text{хн}} \omega_{\text{зн}}) = 0, \quad (1.112)$$

так что

$$m_{\text{хн.а}} \bar{\omega}_{\text{хн}} + m_{\text{зн.а}} \bar{\omega}_{\text{зн}} = m_{\text{хн}} \bar{\omega}_{\text{хн}} + m_{\text{зн}} \bar{\omega}_{\text{зн}}. \quad (1.113)$$

С учетом равенств (1.110), (1.113), а также $t_{\text{хн.а}} = t_{\text{хн}}$ уравнение (1.106) обращается в выражение, совпадающее с (1.104).

Итак, мощность несущего винта может быть определена как по выражению (1.94), так и по (1.104). Во многих задачах проще использовать выражение (1.104). Дело в том, что приближенные способы определения двух интегралов (1.105) (профильных и индуктивных потерь несущего винта) проще и точнее, чем приближенные способы определения интеграла в выражении (1.94). Способы определения интегралов (1.105) описаны в литературе, например в [10, 17], и мы на них останавливаться не будем. Другие величины, входящие в (1.104), это силы и моменты несущего винта, которые или определяются в зависимости от $V_{\text{н}}$, $\omega_{\text{хн}}$, $\omega_{\text{зн}}$, $\alpha_{\text{н}}$, δ_0 , или известны из уравнений движения вертолета. При моделировании движения вертолета, когда вычисленные заранее характеристики винта аппроксимируются, оказывается намного проще аппроксимировать профильные потери несущего винта, чем суммарную мощность. Поэтому в дальнейшем нами будет использовано выражение (1.104), причем профильные потери несущего винта будут задаваться графиками (они описаны в разд. 1.4.2 и 2.3.1), а индуктивные — вычисляться по формуле (1.122).

Напомним (см. 1.2.1), что нами принят следующий закон распределения индуктивной скорости по площади несущего винта:

$$\bar{v}_{r,\psi} = \bar{v} [\sqrt{1,5} \bar{r}^{1/2} f_1(\mu) + (1 + \bar{r} \cos \psi_{\text{л}}) f_2(\mu)], \quad (1.114)$$

где $f_1(0) = 1$; $f_2(0) = 0$, а на $\mu \geq 0,1$ $f_1 = 0$; $f_2 = 1$. Таким образом, первое слагаемое описывает индуктивную скорость на режиме висения, а

второе — на скоростях полета, соответствующих $\mu \geq 0,1$. На режиме висения

$$m_{\text{инд}} = \int_0^1 dt_{\text{л}} \bar{v}_r = \sqrt{1,5} \bar{v} \int_0^1 dt_{\text{л}} \bar{r}^{1/2}. \quad (1.115)$$

По импульсной теории для кольцевой струйки на режиме висения выполняется соотношение

$$dT = 2dF\rho v_r^2 = 4\pi\rho v_r^2 r dr = 6\pi\rho v^2 r^2 dr/R. \quad (1.116)$$

Проинтегрировав (1.117) по $\bar{r}$, получим

$$v^2 = T/2\pi\rho R^2,$$

следовательно,

$$dT = 3Tr^2 dr/R^3; \quad dt_{\text{л}} = 3t_{\text{н}} \bar{r}^2 d\bar{r}. \quad (1.117)$$

Отметим, что принятое изменение $v(r)$ соответствует распределению циркуляций по закону треугольника и квадратичному закону изменения тяги лопасти. Подставим (1.117) в (1.116)

$$m_{\text{инд}} = 3\sqrt{1,5} t_{\text{н}} \bar{v} \int_0^1 \bar{r}^{5/2} d\bar{r} \approx 1,05 t_{\text{н}} \bar{v}. \quad (1.118)$$

С учетом окружной индуктивной скорости (см. разд. 1.2.1)

$$m_{\text{инд}} \approx 1,07 t_{\text{н}} \bar{v}.$$

Для второй составляющей выражения (1.114), т. е. при поступательном полете

$$\begin{aligned} m_{\text{инд}} &= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi_{\text{л}} \int_0^1 dt_{\text{л}} \bar{v} (1 + \bar{r} \cos \psi_{\text{л}}) = \\ &= \bar{v} t_{\text{н}} + \frac{\bar{v}}{2\pi} \int_0^{2\pi} \cos \psi_{\text{л}} d\psi_{\text{л}} \int_0^1 dt_{\text{л}} \bar{r}. \end{aligned} \quad (1.119)$$

Маховое движение лопастей влияет на распределение элементарной тяги лопастей таким образом, что выполняется условие (см. (1.48) при $l_{\text{г}} = g = d\hat{\omega}_{\text{н}}/d\psi_{\text{л}} = 0$):

$$\int_0^1 dt_{\text{л}} \bar{r} = \bar{I}_{\text{г}} \left(\frac{d^2 \beta_{\text{л}}}{d\psi_{\text{л}}^2} + \beta_{\text{л}} \right) - 2(\bar{\omega}_{\text{хн}} \cos \psi_{\text{л}} - \omega_{\text{зн}} \sin \psi_{\text{л}}). \quad (1.120)$$

Очевидно, что с учетом соотношения (1.120)

$$m_{\text{инд}} = \bar{v} (t_{\text{н}} - \bar{I}_{\text{г}} \bar{\omega}_{\text{хн}}). \quad (1.121)$$

Таким образом, при прямолинейном полете вертолета характерное для несущего винта распределение поля индуктивных скоростей по закону $\bar{v}(1 + \bar{r} \cos \psi_{\text{л}})$ (см. рис. 1.5) не приводит к увеличению индуктивных потерь несущего винта по сравнению с равномерным распределением $\bar{v}_{r,\psi} = \bar{v} = \text{const}$. При криволинейном полете $m_{\text{инд}}$ изменяется на величину $\bar{I}_{\text{г}} \bar{\omega}_{\text{хн}}$, которая при $t_{\text{н}} > 0,15$ невелика, но при малых $t_{\text{н}}$, например при $t_{\text{н}} = 0,1$, $\bar{\omega}_{\text{хн}} = -0,02$, увеличивает $m_{\text{инд}}$ на 50 %. Из-за отличия принятого закона распределения индуктивных скоростей от фактического увеличим найденные значения $m_{\text{инд}}$ на коэффициент Φ . С учетом концевых потерь и в соответствии с формулами (1.114), (1.118), (1.121) получим

$$m_{\text{инд}} = \frac{\Phi}{B^2} \left\{ [(1,05 \dots 1,07) f_1(\mu) + f_2(\mu)] t_{\text{н}} - \bar{I}_{\text{г}} \bar{\omega}_{\text{хн}} \right\} \bar{v}. \quad (1.122)$$

Для несущих винтов с обычными для вертолетов геометрическими характеристиками $\Phi = 1,05$, $B = 0,98$.

1.4.2. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ СИЛ И МОМЕНТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Расчеты делаются при нейтральном положении автомата перекоса ($\delta_{\text{в}} = \delta_{\text{к}} = 0$) (результаты обозначены штрихами). Для определения характеристик при отклоненном автомате перекоса по формулам (1.2), (1.3) находятся $V'_{\text{ун}}(\alpha'_{\text{н}})$, $\delta'_{\text{о}}$, определяются характеристики при $\delta_{\text{в}} = \delta_{\text{к}} = 0$, которые пересчитываются на заданные значения $\delta_{\text{в}}$, $\delta_{\text{к}}$ по формулам

$$\begin{aligned} T &= T' + \Delta T; \quad H = H' - T'(D_1 \delta_{\text{в}} + D_2 \delta_{\text{к}}) + \Delta H'; \\ S &= S' + T'(D_1 \delta_{\text{к}} - D_2 \delta_{\text{в}}) + \Delta S'; \\ N &= N' - (M'_{\text{хн}} \varphi_{1c} - M'_{\text{зн}} \varphi_{1s}) \omega_{\text{н}} + \Delta N'. \end{aligned} \quad (1.123)$$

Формула для N получена при использовании уточненных выражений (1.78), (1.80) для $dm_{\text{хн}}$, $dm_{\text{зн}}$ и подстановке $\cos \beta_{\text{л}} = 1 - \beta_{\text{л}}^2/2$. Но эти слагаемые невелики, так что

$$N = N' + \Delta N'. \quad (1.124)$$

Приведенные формулы пересчета не охватывают моменты $M_{\text{хн}}$, $M_{\text{зн}}$, так как они определяются по выражениям (1.88) ... (1.90), в которые подставляются уже пересчитанные значения a_1 , b_1 .

В формулы пересчета и в другие использованные нами формулы входят коэффициенты $\bar{D}_1$, $\bar{D}_2$, D_1 , D_2 . Их вывод имеется в литературе, например в [17]. Здесь же мы приведем окончательные выражения. Коэф-

коэффициенты $\bar{D}_1, \bar{D}_2$ входят в выражения для определения амплитуд δ_{1s}, δ_{1c} в зависимости от углов отклонения автомата перекося:

$$\delta_{1s} = -\bar{D}_1 \delta_B + \bar{D}_2 \delta_K; \quad \delta_{1c} = \bar{D}_2 \delta_B + \bar{D}_1 \delta_K; \quad (1.125)$$

$$\bar{D}_1 = (R_{ап}/l_{л}) \cos(\sigma_{11} - \Delta\psi_{ап} - c_0); \quad (1.126)$$

$$\bar{D}_2 = (R_{ап}/l_{л}) \sin(\sigma_{11} - \Delta\psi_{ап} - c_0).$$

Здесь $R_{ап}$ — радиус автомата перекося; $l_{л}$ — размер рычага управления углом установки лопасти. Они, а также углы $\sigma_{11}, \Delta\psi_{ап}, c_0$ показаны на рис. 1.33.

У винта с регулятором взмаха приращения амплитуд $\varphi_{1s}, \varphi_{1c}$ равны

$$\Delta\varphi_{1s} = (\delta_{1s} - \kappa\delta_{1c})/(1 + \kappa^2) = -D_1\delta_B + D_2\delta_K; \quad (1.127)$$

$$\Delta\varphi_{1c} = (\delta_{1c} + \kappa\delta_{1s})/(1 + \kappa^2) = D_1\delta_K + D_2\delta_B;$$

$$D_1 = (\bar{D}_1 + \kappa\bar{D}_2)/(1 + \kappa^2); \quad (1.128)$$

$$D_2 = (\bar{D}_2 - \kappa\bar{D}_1)/(1 + \kappa^2).$$

Обратимся к результатам расчетов. Кривые $t_n = f(\alpha'_n)$ (см. рис. 1.1) можно разделить на два участка: досрывной, где тяга существенно зависит от углов атаки и установки винта, и срывной, где эта зависимость слаба. На переходном участке, занимающем $\Delta\alpha'_n \approx 5^\circ$, наблюдается проявление зависимостей, характерных для срывного участка (увеличение $a_1, N_{проф}$), но количественно они не имеют определяющего значения. Граничный между участками угол атаки $\alpha'_{н.ср}$ в небольших пределах колеблется для разных зависимостей (T, a_1 и др.), но для простоты аппроксимации кривых (см. разд. 2.3) примем, что величина $\alpha'_{н.ср}$ для всех зависимостей одинакова и определяется по кривым тяги. На рис. 1.1 тонкими линиями показаны два линеаризованных участка каждой из кривых, и кружком выделены $\alpha'_{н.ср}, t_{н.ср}$. На срывном участке кривые линеаризуются в интервале от $\alpha'_{н.ср}$ до $\alpha'_{н.ср} + 10^\circ$, так как большее углубление в срыв приводит к недопустимому увеличению статических и переменных нагрузок в лопастях и автомате перекося.

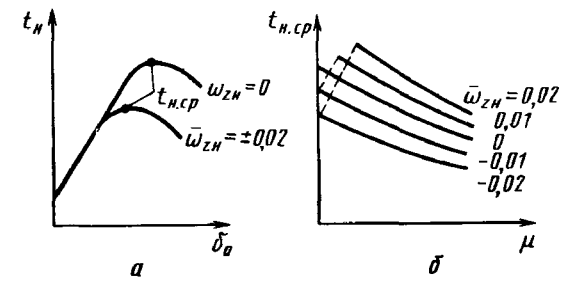
Из рис. 1.1 и 2.9 видно, что при $\delta_0 = \text{const}$ досрывные участки кривых при всех ω_{zn} сливаются, но $\alpha'_{н.ср}$ и $t_{н.ср}$ сильно зависят от ω_{zn} . Например, для винта, для которого составлены табл. 1.2 и 1.3, при $\bar{\omega}_{zn} = -0,02$ $t_{н.ср} = 0,16$, а при $\bar{\omega}_{zn} = 0,02$ $t_{н.ср} = 0,25$.

Зависимость $t_{н.ср}$ от $\bar{\omega}_{zn}$ можно получить аналитически, применяя подход к определению $t_{н.ср}$, предложенный в [10].

Когда $\omega_{zn} \neq 0$, то при $\psi_{л} = 270^\circ$ углы атаки сечений лопасти изменяются так, что соответствующее началу срыва значение коэффициента тяги изменяется: $\Delta t_{н.ср} \approx 2,6 \bar{I}_T \bar{\omega}_{zn} [1 - 0,85 \mu(1 - \mu)]$. Например, на $\mu = 0,4$ при $\bar{I}_T = 1,2$ $\Delta t_{н.ср} \approx 2,5 \bar{\omega}_{zn}$.

Рис. 1.17. Зависимость допустимого коэффициента тяги от μ, ω_{zn} :

— срыв на $\psi_{л} = 270^\circ$;
--- срыв на $\psi_{л} = 90^\circ$



На режиме висения при $\omega_{zn} \neq 0$ на $\psi_{л} = 90^\circ$ или $\psi_{л} = 270^\circ$ углы атаки сечений лопасти увеличиваются, и $t_{н.ср}$ уменьшается (рис. 1.17, а): $\Delta t_{н.ср} \approx -2,6 \bar{I}_T |\bar{\omega}_{zn}|$. Таким образом, ω_{zn} изменяет границу срыва так, как показано на рис. 1.17, б.

Приведем полученные по методике, описанной в разд. 1.3 и 1.4, расчетные данные, иллюстрирующие, насколько велики на режиме висения маховое движение лопастей и изменение α_r по $\psi_{л}$. При $\bar{\omega}_{zn} = 0,02 \dots 0,04$, $\delta_0 = 20^\circ$, $\bar{I}_T = 1,25$ получается: $a_1 = 5 \dots 10^\circ$, $\alpha_{F=1} = 15 \dots 20^\circ$ на $\psi_{л} = 90^\circ$ и $\alpha_{F=1} = 5^\circ \dots 0$ на $\psi_{л} = 270^\circ$, $t_{н.ср} = 0,27 \dots 0,23$ (при $\bar{\omega}_{zn} = 0$ $t_{н.ср} = 0,32$ при $\delta_0 = 24^\circ$).

Рассчитанные по методике разд. 1.4 $\Delta t_{н.ср}$ меньше, чем по приведенным выше формулам. Учет изменения индуктивных скоростей несущего винта при криволинейном движении приведет к дальнейшему уменьшению $\Delta t_{н.ср}$. Исследование неуправляемого вращения вертолетов (разд. 3.5) также свидетельствует о том, что $\Delta t_{н.ср}$ меньше. Таким образом, приведенные формулы выявляют в общем виде зависимость $t_{н.ср}$ от ω_{zn} и μ (рис. 1.17), но количественно $t_{н.ср}$ желательно определять по более точному методу.

Коэффициент t_n (см. рис. 1.1) слабо зависит от $\bar{\omega}_{zn}$ на срывных режимах и еще меньше — на досрывных, где по линейной теории $\Delta t_n = a_\infty \mu \bar{\omega}_{zn} / 4$. Так, при $\mu = 0,4$, $\bar{\omega}_{zn} = 0,02$ приращение $\Delta t_n \approx 0,01$. Поэтому, как сказано в разд. 1.1, принято, что t_n не зависит от ω_{zn} .

Продольная сила несущего винта (см. рис. 2.10) увеличивается при увеличении угла атаки винта как на досрывном, так и на срывном участках. Изменение H' по ω_{zn} , т. е. демпфирование винта, зависит от α'_n и δ_0 . При каждом δ_0 на досрывном участке есть узкий диапазон α'_n , где кривые с разными ω_{zn} пересекаются. Здесь производная $(H')^{\omega_{zn}} \approx 0$. При $\delta_0 = 2^\circ$ этот диапазон расположен в районе $T = 0$, а при $\delta_0 \geq 9^\circ$ он приближается к середине участка, так что при этих δ_0 и малых t_n изменение H' по ω_{zn} соответствует отрицательному демпфированию движения (но у вертолетов с выносом горизонтальных шарниров момент M_{zn} создает положительное демпфирование, так как $a_1^{\omega_{zn}} < 0$).

Боковая сила S' у винта с компенсатором взмаха $\kappa = 0,5$ отрицательна (у винта левого вращения сила направлена вправо). Она изменя-

ется от нуля при $T = 0$ до $s'_H = -0,013$ ($\delta_0 = 16^\circ$) и $s'_H = -0,006$ ($\delta_0 = 2^\circ$) при $t_H = t_{H.c.p.}$, $\omega_{xH} = \omega_{zH} = 0$. На срывных режимах направленная вправо сила продолжает увеличиваться. Уменьшение δ_0 уменьшает абсолютную величину силы S' , что приводит к кренению вертолета влево. Изменение S' по ω_{xH} аналогично изменению H' по ω_{zH} : на досрывных режимах полета есть области отрицательного демпфирования.

Момент M'_{xH} в прямолинейном полете мал при всех α'_H и δ_0 (винт с $k = 0,5$). Демпфирование крена всегда положительно; оно возрастает на срывных режимах, особенно при больших δ_0 , где составляющая момента, равная $M_K a_1/2$, велика. Демпфирующий момент при вращении вправо больше, чем при вращении влево в основном из-за разницы в величинах $M_K^{\omega_{xH}}$.

Момент M'_{zH} возрастает при увеличении α'_H и δ_0 ; на срывном участке при больших δ_0 он весьма велик. Из-за увеличения M'_{zH} и H' на срывных режимах может возникнуть дефицит в пикирующем моменте вертолета (при полностью отведенной вперед ручке), требующемся для вывода вертолета из перегрузки; в этом случае эффективным средством является уменьшение δ_0 . Эти вопросы подробно рассмотрены в разд. 3.1.

Мощность несущего винта (рис. 1.18, 1.19) при малых и средних значениях δ_0 (при всех δ_0 на малых $\bar{V}_H$) на середине досрывного участка имеет максимум, соответствующий наибольшей пропульсивной силе винта. При увеличении угла атаки мощность, как и пропульсивная сила, уменьшается. При $\alpha'_H > 0$ и при малых и средних δ_0 винт переходит на режим самовращения ($m_{KH}^* + \Delta m_{сж} = 0$), а на больших δ_0 при увеличении α'_H начинается срыв потока, и режима самовращения нет. При маневрах с малыми и средними δ_0 на положительных углах атаки несущий винт вы-

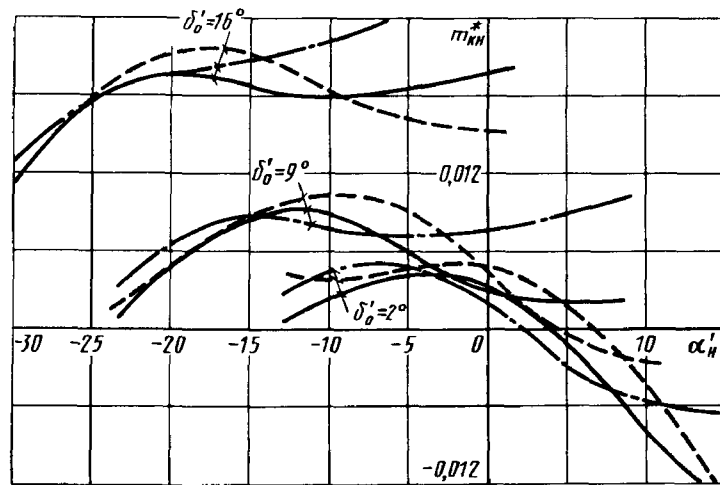


Рис. 1.18. Зависимость коэффициента мощности от α'_H , δ'_0 , ω_{xH} ; $\omega_{zH} = 0$: — $\bar{\omega}_{xH} = 0$; --- $\bar{\omega}_{xH} = 0,02$; - · - · - $\bar{\omega}_{xH} = -0,02$

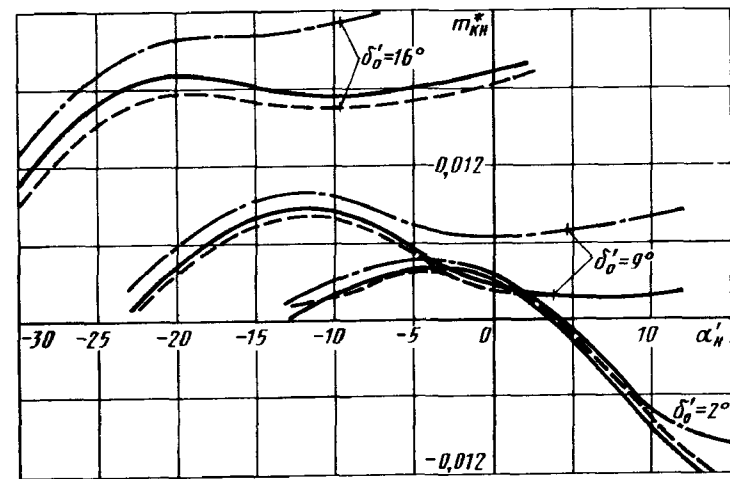


Рис. 1.19. Зависимость коэффициента мощности от α'_H , δ_0 , ω_{xH} ; $\omega_{zH} = 0$: — $\omega_{xH} = 0$; --- $\omega_{xH} = 0,02$; - · - · - $\omega_{xH} = -0,02$

ходит на режим с отрицательной мощностью, так что возможна раскрутка несущего винта и срабатывание муфты свободного хода. Режим самовращения наступает и при отрицательных углах атаки, но при этом $t_H < 0$ (см. разд. 4.5.2). Мощность несущего винта зависит от ω_{zH} , а также от ω_{xH} , особенно на срывных участках. При повороте вертолета с винтом левого вращения вправо мощность увеличивается, а при повороте влево — уменьшается, но на меньшую величину.

Кривые m_{KH}^* сложны для аппроксимации, поэтому при моделировании используется формула (1.103) и графики $N_{проф}^*$ или $m_{проф}^*$ (см. рис. 2.15). Минимальные значения $m_{проф}^*$ увеличиваются при увеличении δ_0 (см. табл. 1.2, 1.3). В диапазоне малых t_H коэффициент $m_{проф}^*$ при увеличении t_H изменяется мало, затем начинается рост $m_{проф}^*$, а в срывной области увеличение $m_{проф}^*$ весьма интенсивно. На досрывных участках $m_{проф}^*$ увеличивается при поворотах вертолета со скоростями ω_{xH} и ω_{zH} любого знака. На срывных участках влияние ω_{zH} проявляется в соответствии с ее влиянием на критический угол атаки: при $\omega_{zH} > 0$ $\alpha'_{H.c.p.}$ увеличивается и $m_{проф}^*$ уменьшается. Если $\omega_{xH} > 0$ (поворот влево), на срывном участке слабо уменьшается $m_{проф}^*$, если $\omega_{xH} < 0$ — существенно увеличивается. Влияние числа M_0 на мощность описано в разд. 2.3.

1.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЖЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, ЕЕ УПРУГОСТИ И УПРУГОСТИ ЛОПАСТЕЙ

При изучении движения вертолетов как без гидроусилителей, так и с необратимыми гидроусилителями необходимо моделировать усилия, передающиеся лопастями на автомат перекоса и систему управления вертолетом. Это требуется, во-первых, для учета деформации системы управления и, во-вторых, для моделирования ситуаций, когда на срывных режимах действующие усилия приближаются к максимальным усилиям гидроусилителей или даже превышают их, что приводит к уменьшению максимально возможной скорости отклонения летчиком автомата перекоса или к временному заклиниванию того или иного органа управления вертолетом. То же получается и при малых нагрузках на гидроусилители, если летчик старается переместить органы управления с большой скоростью, превышающей максимальные скорости гидроусилителей.

1.5.1. МЕТОД ПЕРЕСЧЕТА НАГРУЗОК

Часто найденные по расчету шарнирные моменты лопастей не сходятся с результатами летных испытаний. Поэтому для определения шарнирных моментов целесообразно использовать приведенные к безразмерному виду результаты ранее испытанного винта-прототипа. Но он может иметь отличающиеся по некоторым параметрам лопасти (по профилю, центровке и др.), так что шарнирные моменты прототипа должны быть пересчитаны. Пересчет заключается в добавлении к данным испытанного винта-прототипа ($M_{ш.прот}$) поправки, определяемой как разность результатов расчета рассматриваемого ($M_{ш}$) и испытанного винтов: $M_{ш} = M_{ш.прот} + (M_{ш} - M_{ш.прот})_{расч}$. Для пересчета, а также для решения некоторых других задач, описанных ниже, могут быть использованы простые формулы, не учитывающие деформации лопасти (эффекты нестационарности обтекания их сечений желательно учесть):

$$\begin{aligned} M_{ш1} &= \int_0^R [m_z + \tilde{b}_{о.ш}(c_{ya} \cos \alpha_r + c_{xp} \sin \alpha_r)](U_x^2 + U_y^2) \rho b_r^2 dr / 2; \\ M_{ш2} &= \omega_H^2 \left(\frac{d^2 \beta_{л}}{d\psi_{л}^2} + \beta_{л} - 2\bar{\omega}_{хн} \cos \psi_{л} + 2\bar{\omega}_{зн} \sin \psi_{л} \right) \int_0^R (\tilde{b}_T - \tilde{b}_{о.ш}) b_r dm_{л}; \\ M_{ш3} + M_{ш4} &= -\omega_H^2 \int_0^R \left(\varphi_r + \frac{d^2 \varphi}{d\psi_{л}^2} \right) dI_{о.ш} \approx -\omega_H^2 \varphi_0 I_{о.ш}, \end{aligned} \quad (1.129)$$

где $M_{ш1}$ — момент аэродинамических сил; $M_{ш2}$ — момент направленных вдоль оси $O_{л}Y_{л}$ инерционных сил лопасти; $M_{ш3}$ — момент центробежных сил; $M_{ш4}$ — момент инерционных сил вследствие поворота лопасти вокруг оси $O_{л}Z_{л}$.

На рис. 1.20 показаны силы и моменты, действующие на элемент лопасти (рис. 1.20, а), а также проекции центробежной силы частицы лопасти массой $\Delta(d\bar{m}_{л})$ (рис. 1.20, б). Момент силы частицы лопасти $\Delta(d\bar{m}_{л})\bar{l} \sin \varphi_r \bar{l} \cos \varphi_r = \Delta(d\bar{m}_{л})\bar{l}^2 \sin 2\varphi_r / 2 \approx \Delta(d\bar{l}_{о.ш})\varphi_r$, а момент сил элемента лопасти $d\bar{l}_{о.ш} \varphi_r$.

В выражениях (1.129) $\tilde{b}_{о.ш}$, $\tilde{b}_T$ — положения (в долях хорды b_r) оси осевого шарнира и центра масс элемента лопасти. Шарнирный момент лопасти $M_{ш}$ равен сумме составляющих (1.129). Его нулевая и первая гармоники определяют средние нагрузки на автомат перекоса:

$$P_{о.ш} = k_{л} M_{ш0} / l_{л}; \quad p_{о.ш} = m_{ш0} b / l_{л}; \quad (1.130)$$

$$\begin{aligned} M_{ха.л} &= -k_{л} (\bar{D}_1 M_{ш1c} - \bar{D}_2 M_{ш1s}) / 2; \\ m_{ха.л} &= -(\bar{D}_1 m_{ш1c} - \bar{D}_2 m_{ш1s}); \\ M_{за.л} &= k_{л} (\bar{D}_1 M_{ш1s} - \bar{D}_2 M_{ш1c}) / 2; \\ m_{за.л} &= \bar{D}_1 m_{ш1s} - \bar{D}_2 m_{ш1c}. \end{aligned} \quad (1.131)$$

Все составляющие шарнирного момента лопасти, кроме $M_{ш1}$, не зависят от плотности воздуха, что нужно учитывать при пересчете нагрузок.

Изменения $M_{ш}$, $P_{о.ш}$, $M_{ха.л}$, $M_{за.л}$ при отклонении автомата перекоса соответствуют теории эквивалентного винта: при равных V_H , φ_0 , $\omega_{хн}$, $\omega_{зн}$ нагрузки при некоторых α_H^* , δ_B^* , δ_K^* и при $\delta_B = \delta_K = 0$, $\alpha_H' = \alpha_H^* - D_1 \delta_B^* + D_2 \delta_K^*$ одинаковы. Поэтому достаточно определить зависимость нагрузок от α_H , δ_0' при $\delta_B = \delta_K = 0$.

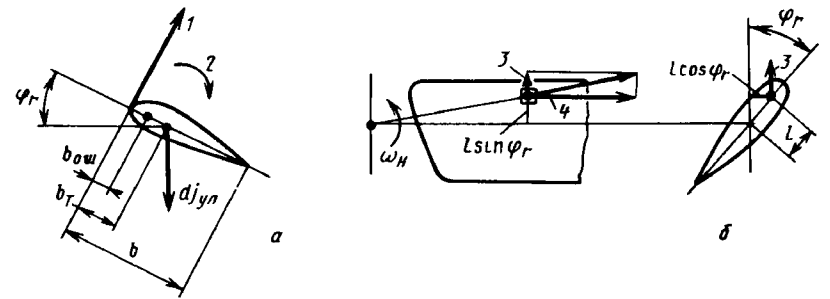


Рис. 1.20. Определение шарнирного момента элемента лопасти:

1 — $c_{ya} \cos \alpha_r + c_{xp} \sin \alpha_r$; 2 — $m_z - d\bar{l}_{о.ш} (\varphi_r + \frac{d^2 \varphi}{d\psi_{л}^2})$; 3 — $\Delta(d\bar{m}_{л})\bar{l} \sin \varphi_r$; 4 — $\Delta(d\bar{m}_{л})\bar{r}$

Для изменения угла установки лопасти к ней со стороны автомата перекоса должен быть приложен момент, равный моменту сил трения в осевом шарнире $M_{ш5} = \sin(d\varphi/d\psi_{\text{л}}) f_{\text{тр}} \omega_{\text{н}}^2 S_0$ или моменту упругих сил торсиона $M_{ш5} = c_{\text{т}} (\varphi - \varphi_{\text{т}})$, где $c_{\text{т}}$ — жесткость торсиона, $\varphi_{\text{т}}$ — угол установки при недеформированном торсионе. Момент $M_{ш5}$ и соответствующие ему нагрузки на автомат перекоса зависят только от положения автомата перекоса, поэтому они определяются отдельно и добавляются к нагрузкам от $M_{\text{ш}}$. Подробнее о методах расчета $M_{\text{ш}}$ см. в работе [18].

Рассмотрим некоторые встречающиеся на практике задачи по уменьшению нагружения системы управления.

Для получения наилучшего для данного вертолета сочетания $P_{\text{о.ш}}$, $M_{\text{ха.п}}$, $M_{\text{за.п}}$ при летных испытаниях подбирают углы отгиба пластин, устанавливаемых на задней кромке лопастей. Приведем формулы, определяющие изменение нагрузок при отгибе пластины. Изменение углов отгиба пластины влияет на моментные характеристики лопасти. Кривые $c_{ya} = f(m_z)$ смещаются при разных углах отгиба параллельно оси абсцисс, т. е. при всех c_{ya} коэффициент m_z изменяется на постоянную величину $\Delta m_z = \Delta m_{z0}$. Если принять, что $\bar{U} \approx \bar{U}_x \approx \bar{r} + \mu \sin \psi_{\text{л}}$, $b_r = \text{const} = b_{\text{ср}}$ (т. е. на участке, где установлена пластина, хорда лопасти постоянна), то

$$\Delta M_{\text{ш}} = \rho (\omega_{\text{н}} R)^2 \Delta m_{z0} b_{\text{ср}}^2 (\bar{r}_{\text{ср}}^2 + 2\bar{r}_{\text{ср}} \mu \sin \psi_{\text{л}} + \mu^2 \sin^2 \psi_{\text{л}}) \Delta r / 2. \quad (1.132)$$

Здесь $\bar{r}_{\text{ср}}$ — средний радиус участка лопасти, где установлена пластина, а Δr — его длина. Найдя из (1.132) выражения для $\Delta M_{\text{шо}}$ и $M_{\text{ш1s}}$, по формулам (1.130), (1.131) получим

$$\Delta P_{\text{о.ш}} = A \Delta m_{z0} (\bar{r}_{\text{ср}}^2 + \mu^2 / 2) \Delta r / l_{\text{л}}; \quad (1.133)$$

$$\Delta M_{\text{ха.п}} = A \bar{D}_2 \Delta m_{z0} \bar{r}_{\text{ср}} \Delta \bar{r} \mu;$$

$$\Delta M_{\text{за.п}} = A \bar{D}_1 \Delta m_{z0} \bar{r}_{\text{ср}} \Delta \bar{r} \mu, \text{ где } A = k_{\text{л}} \rho (\omega_{\text{н}} R)^2 b_{\text{ср}} / 2.$$

Испытания ряда профилей показали, что для пластины с относительной хордой $\bar{b}_{\text{пл}} = b_{\text{пл}} / b_r = 0,07$ отгиб пластины на 1° дает $\Delta m_{z0} = 0,006 \dots 0,007$; при изменении хорды пластины Δm_{z0} изменяется приблизительно пропорционально $\sqrt{\bar{b}_{\text{пл}} / 0,07}$.

Отметим, что $\Delta P_{\text{о.ш}}$ зависит от $\bar{r}_{\text{ср}}^2$, а $\Delta M_{\text{ха.п}}$, $\Delta M_{\text{за.п}}$ от $\bar{r}_{\text{ср}}$. Поэтому, если требуется изменить $P_{\text{о.ш}}$ с минимальным изменением $M_{\text{ха.п}}$, $M_{\text{за.п}}$, то нужно отгибать пластины на конце лопасти; если же требуется в большей степени изменить $M_{\text{ха.п}}$, $M_{\text{за.п}}$, то нужно отгибать пластины в корне лопасти.

Для линейного участка зависимости момента аэродинамических сил

профиля относительно его передней кромки, когда $m_z = m_{z0} - c_{ya} \bar{b}_F$ ($\bar{b}_F = -m_z^{c_{ya}}$), справедлива формула

$$dM_{\text{ш}} = m_{z0} \rho U^2 b_r^2 dr / 2 + (\bar{b}_{\text{о.ш}} - \bar{b}_F) b_r^2 dT_{\text{л}}. \quad (1.134)$$

С учетом (1.134) выражение для шарнирного момента принимает вид

$$M_{\text{ш}} = \int_0^R dM_{z0} + \int_0^R dT_{\text{л}} (b_{\text{о.ш}} - b_F) - a_0 \omega_{\text{н}}^2 \int_0^R dm_{\text{л}} r (b_{\text{о.ш}} - b_{\text{т}}) - I_{\text{о.ш}} \omega_{\text{н}}^2 \varphi_0. \quad (1.135)$$

Осредним m_{z0} и b_F по числам M и профилям лопасти, а также b_r , $b_{\text{о.ш}}$, b_F и $b_{\text{т}}$ по радиусу лопасти. Тогда при $\bar{u} \approx \bar{r} + \mu \sin \psi_{\text{л}}$ получим

$$M_{\text{ш}} \approx \frac{\rho}{2} (\omega_{\text{н}} R)^2 R b^2 m_{z0} \left[\left(\frac{1}{3} + \frac{1}{2} \mu^2 \right) + \mu \sin \psi_{\text{л}} \right] + (T_0 + T_{1c} \cos \psi_{\text{л}} + T_{1s} \sin \psi_{\text{л}}) b (\bar{b}_{\text{о.ш}} - \bar{b}_F) - S_0 a_0 \omega_{\text{н}}^2 b (\bar{b}_{\text{о.ш}} - \bar{b}_{\text{т}}) - I_{\text{о.ш}} \omega_{\text{н}}^2 \varphi_0. \quad (1.136)$$

Примем следующую упрощенную схему равновесия средних сил лопасти (рис. 1.21). Нормально к оси лопасти приложены в сечениях r_a и $r_{\text{т}}$ равнодействующая тяга $T_0 = T / k_{\text{л}}$ и проекция центробежной силы лопасти $S_0 \omega_{\text{н}}^2 a_0$. Угол конусности лопасти a_0 находится из условия равновесия моментов сил относительно горизонтального шарнира. При малом разnose шарниров

$$S_0 \omega_{\text{н}}^2 a_0 r_{\text{т}} = T_0 r_a. \quad (1.137)$$

Тогда в соответствии с (1.136)

$$M_{\text{шо}} = T_0 (b_{\text{о.ш}} - b_F) - T_0 (b_{\text{о.ш}} - b_{\text{т}}) r_a / r_{\text{т}} = T_0 [b_{\text{т}} r_a / r_{\text{т}} - b_F + b_{\text{о.ш}} (1 - r_a / r_{\text{т}})]. \quad (1.138)$$

Если бы $r_a = r_{\text{т}}$, то $M_{\text{шо}}$ образовывался бы парой сил с плечом $(b_{\text{т}} - b_F)$ и не зависел бы от $b_{\text{о.ш}}$. Подставляя (1.138) в (1.136), получим

$$M_{\text{ш}} = m_{z0} \rho (\omega_{\text{н}} R)^2 R b^2 (1 + 3\mu^2 / 2) / 6 + T [b_{\text{т}} r_a / r_{\text{т}} - b_F + b_{\text{о.ш}} (1 - r_a / r_{\text{т}})] / k_{\text{л}} - I_{\text{о.ш}} \omega_{\text{н}}^2 \varphi_0 + [m_{z0} \rho (\omega_{\text{н}} R)^2 R b^2 \mu / 2 + T_{1s} b (\bar{b}_{\text{о.ш}} - \bar{b}_F)] \sin \psi_{\text{л}} + T_{1c} b (\bar{b}_{\text{о.ш}} - \bar{b}_F) \cos \psi_{\text{л}}. \quad (1.139)$$

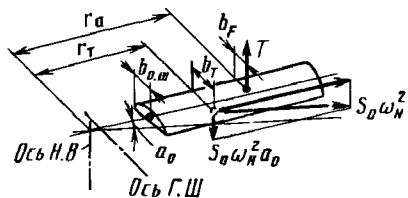
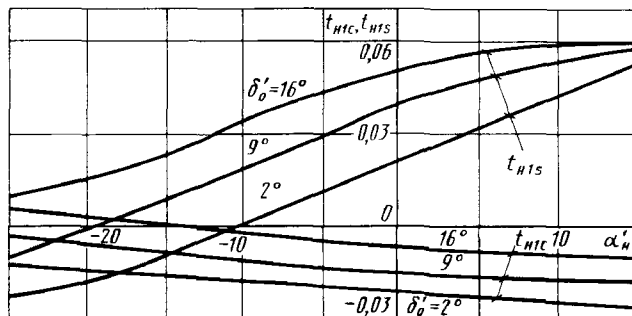


Рис. 1.21. Средние силы, действующие на лопасти, и точки их приложения

Рис. 1.22. Изменение амплитуд первой гармоники тяги



Формула (1.139) показывает, что $M_{ш0}$ и $P_{о.ш}$ слабо зависят от положения оси лопасти $b_{о.ш}$, так как $r_a \approx r_T$. Применение профиля с фокусом, расположенным сзади ($b_T - b_F < 0$), приводит к увеличению направленной вниз силы $P_{о.ш}$. Зависимость $P_{о.ш}$ от δ_0 и α_H больше, если профиль имеет фокус, расположенный сзади. Смещения осевого шарнира и поперечного положения центра лопасти вперед увеличивают направленную вниз силу $P_{о.ш}$. Величины первых гармоник $M_{ш}$ и, следовательно, $M_{за.п}$, $M_{ха.п}$ не зависят от поперечной центровки лопасти b_T , а определяются разностью ($b_{о.ш} - b_F$). По выражениям (1.136), (1.139) нетрудно определить знак изменения момента $M_{за.п}$, учитывая, что $T_{1S} > 0$, а приращение $M_{за.п}$ в основном определяется величиной приращения $M_{ш1S}$. На рис. 1.22, 1.23 показаны амплитуды изменения коэффициента тяги лопасти; видно, что $t_{H1S} > 0$; $t_{H1C} < 0$; $t_{H1S} > |t_{H1C}|$; при средних и больших углах установки t_{H2C} велик, так что шарнирный момент содержит большую косинусоидную вторую гармонику. Увеличение m_{z0} профиля приводит к следующему изменению средних нагрузок: приращение $P_{о.ш}$ направлено вверх, моменты $M_{за.п}$ и $M_{ха.п}$ изменились назад и вправо (у винта левого вращения).

Рассмотрим, каков был бы результат переделки конструкции, заключающейся в расположении оси лопасти под углом к оси осевого шарнира (рис. 1.24). При этом расстояние до осевого шарнира от передней кромки лопасти становится равным $b_{о.ш} \approx b_{о.ш0} - \alpha_r$. В соответствии с выражением (1.135) шарнирный момент лопасти изменится на величину

$$\Delta M_{шл} = -\alpha \int_0^R dTr + a_0 \omega_H^2 \alpha \int_0^R dm_{л} r^2 = \alpha \left(-\int_0^R r dT + a_0 \omega_H^2 I_T \right).$$

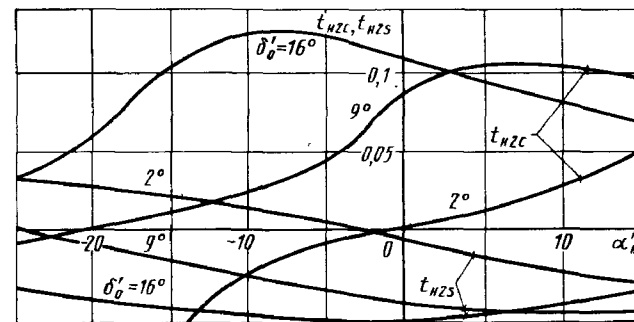


Рис. 1.23. Изменение амплитуд второй гармоники тяги

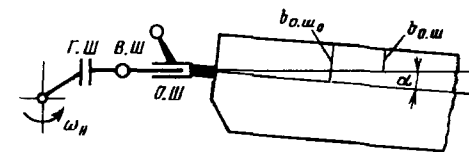


Рис. 1.24. Определение $b_{о.ш}$ при повороте лопасти

Согласно уравнению махового движения лопасти величина $\int_0^R dTr$ не изменяется по азимуту ($\int_0^R dT_{1C} r = \int_0^R dT_{1S} r = 0$) и равна $I_T a_0 \omega_H^2$, следовательно, поворот оси лопасти у винта с горизонтальными шарнирами не приводит к изменению нагрузок на автомат перекося.

1.5.2. НАГРУЗКИ НА СРЫВНЫХ РЕЖИМАХ

Характерной особенностью кривых $P_{о.ш}$ (рис. 1.25) является резкое возрастание на срывных режимах силы, стремящейся опустить ползун автомата перекося ($P_{о.ш} < 0$). Это приводит к уменьшению угла установки винта за счет упругих деформаций. Так, при $\alpha'_H \approx \alpha'_{H,ср} + 5^\circ$ и при постоянном положении рычага управления общим шагом ($\delta_{огу} = \text{const}$) угол установки лопасти ϕ_0 уменьшается на $P_{о.ш}/c_{о.ш} \approx 2^\circ$. У некоторых гидроусилителей конструкция такова, что при $P_{о.ш}/i_{о.ш} > P_{гу\max}$ происходит просадка силового штока ($\Delta \delta_{огу} < 0$), так что угол установки лопастей ϕ_0 уменьшается на большую величину, чем упругая деформация лопасти и системы управления.

При входе вертолета в маневр с $n_y > 1$ одновременно с α'_H увеличивается и ω_{ZH} , так что $\alpha'_{H,ср}$ возрастает. Поэтому, а также из-за уменьшения δ_0 в результате упругой деформации увеличение $|P_{о.ш}|$ происходит не столь интенсивно, как показано на рис. 1.25 при $\delta_0 = \text{const}$ и $\omega_{ZH} = \text{const}$; при выходе из маневра уменьшаются и α'_H , и ω_{ZH} , поэтому снижение $|P_{о.ш}|$ происходит также менее интенсивно, причем

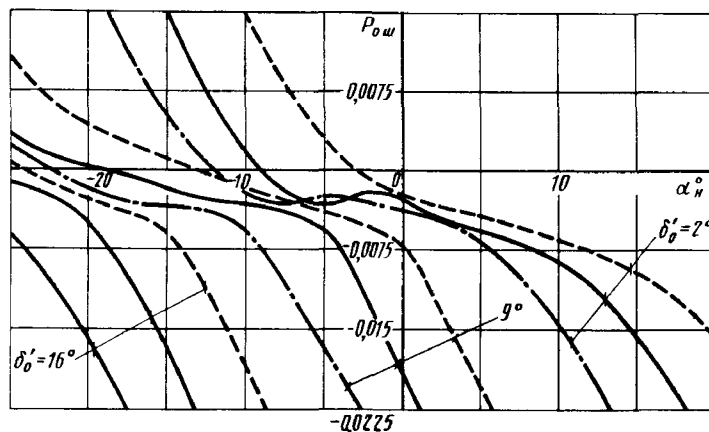


Рис. 1.25. Зависимость $P_{0.ш}$ от α'_H , δ'_0 , ω_{ZH} :
 $\omega_{ZH} = 0$; — $\omega_{ZH} = 0$; - - - $\bar{\omega}_{ZH} = 0,02$; - · - $\bar{\omega}_{ZH} = -0,02$

начало снижения может не совпадать с началом уменьшения n_y (так как влияют и t_H , и ω_{ZH}).

Знак изменения усилий на ползуне при маневрах вертолета таков, что усилия не препятствуют перемещению гидроусилителя в сторону прекращения маневра. Действительно, если для прекращения маневра с $n_y > 1$ летчик решит изменить угол установки винта, то он будет его уменьшать, следовательно, направление перемещения силового штока совпадет с направлением действия усилия. Поэтому заклинивания органов управления летчиками не отмечается.

$M_{ха.п}$ по расчету мал, на срывных режимах он увеличивается неинтенсивно, но возрастают высшие гармоники $M_{ш}$, из-за чего увеличивается переменная часть $M_{ха.п}$, динамически нагружающая автомат перекоса.

Продольный момент автомата перекоса (рис. 1.26) на срывном участке становится положительным, большим по величине. Это существенная неблагоприятная особенность нагружения гидроусилителей вертолета при маневрах с большими вертикальными перегрузками, так как возросшие усилия препятствуют отклонению летчиком ручки управления для выхода из маневра: нужно отклонить автомат перекоса вперед, а на гидроусилитель действует большая сила, препятствующая перемещению его штока (подробнее см. в разд. 3.1). Кроме того, деформация системы управления вертолетом эквивалентна дополнительному отклонению автомата перекоса назад, что также препятствует выводу вертолета из маневра.

Увеличение на срывных режимах несущего винта момента $M_{за.п}$ и усилия на ползун, действующего вниз, объясняется тем, что при закрытических углах атаки сечений лопасти увеличивается пикирующий момент аэродинамических сил (центр давления лопасти перемещается назад). Поэтому увеличиваются пикирующие моменты лопастей на всех азиму-

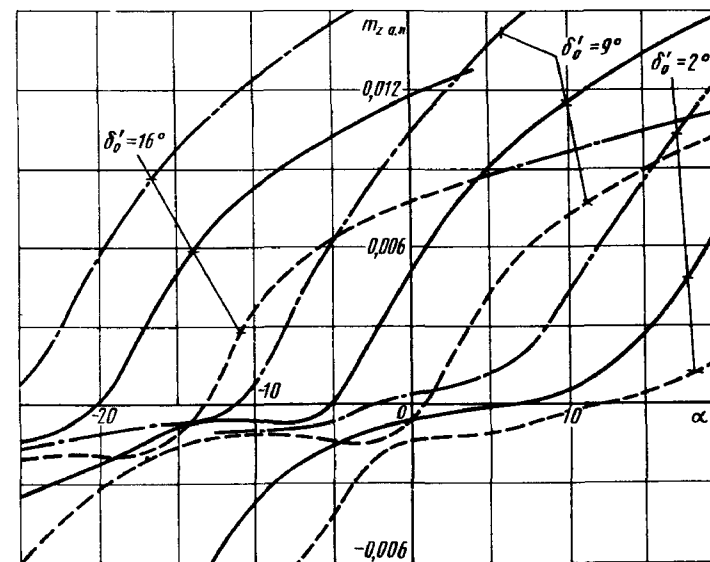


Рис. 1.26. Зависимость $m_{за.п}$ от α'_H , δ'_0 , ω_{ZH} :
 $\omega_{ZH} = 0$; — $\omega_{ZH} = 0$; - - - $\bar{\omega}_{ZH} = 0,02$; - · - $\bar{\omega}_{ZH} = -0,02$

тах, кроме прилегающих к $\psi_H = 90^\circ$, где из-за интенсивного увеличения a_1 на срывных режимах угол α_r уменьшается, а $M_{ш}$ увеличивается. Такое изменение шарнирных моментов приводит к увеличению направленной вниз силы $P_{0.ш}$ и момента $M_{за.п}$ на кабрирование.

Влияние угловой скорости ω_{ZH} на нагрузки на автомат перекоса показано на рис. 1.27, 1.28. На досрывных режимах оно незначительно, а на срывных — увеличивается. Влияние нелинейно: у винта левого вращения при крене влево нагрузки уменьшаются в меньшей степени. При крене влево возрастает момент $M_{ха.п}$, направленный вправо, так что деформация системы управления увеличивает демпфирующий момент несущего винта. Кабрирующий момент $M_{за.п}$ при крене влево уменьшается, и изменение деформации системы управления дает момент несущего винта, направленный на пикирование. При крене влево сила $P_{0.ш}$, направленная вниз, практически не изменяется, а при крене вправо — увеличивается.

Из графиков нагрузок на автомат перекоса, построенных в зависимости от T (см. рис. 2.18), видно, что при меньшем угле δ_0 при выводе вертолета на заданную перегрузку ($t_H = \text{const}$, причем $t_H > t_{H\text{ср}}$) нагрузки уменьшаются, поэтому рекомендуется при маневрировании уменьшать δ_0 на 2 ... 3°; при большем уменьшении δ_0 возможна недопустимая раскрутка винта (см. разд. 3.2).

При выполнении маневров одним из факторов, ограничивающих предполагаемую вертикальную перегрузку, является превышение максималь-

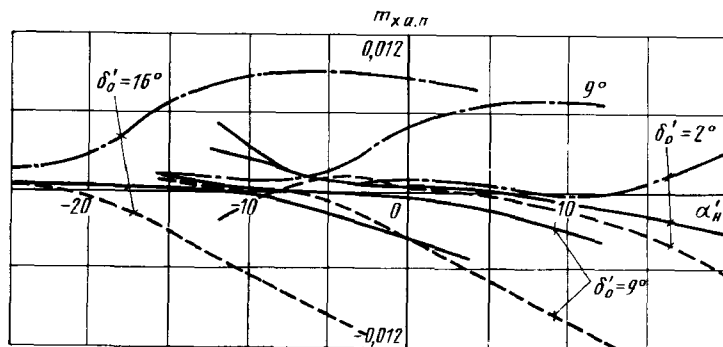


Рис. 1.27. Зависимость $m_{x.a.p}$ от α'_H , δ'_0 , ω_{xH} :
 $\omega_{xH} = 0$; — $\omega_{xH} = 0$; - - - $\bar{\omega}_{xH} = 0,02$; - · - $\bar{\omega}_{xH} = -0,02$

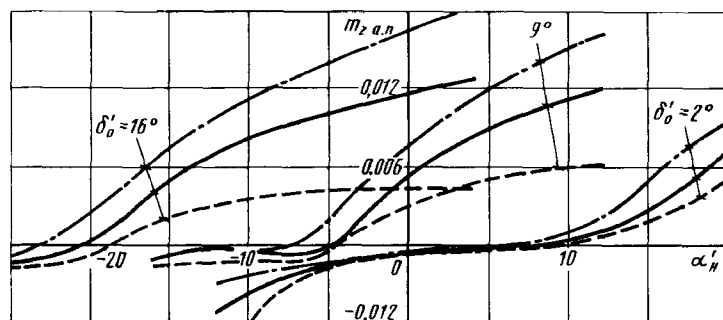


Рис. 1.28. Зависимость $m_{z.a.p}$ от α'_H , δ'_0 , ω_{xH} :
 $\omega_{xH} = 0$; — $\omega_{xH} = 0$; - - - $\bar{\omega}_{xH} = 0,02$; - · - $\bar{\omega}_{xH} = -0,02$

ной силы гидроусилителя, что приводит к его заклиниванию (см. разд. 3.1). Пусть у рассматриваемого вертолета это случается при $|P_{0.ш}| = 0,0225$ и $|m_{x.a.p}| = |m_{z.a.p}| = 0,012$. Из рис. 1.25 видно, что, например, при $\omega_{xH} = 0$, $\delta'_0 = 16^\circ$ гидроусилитель в управлении общим шагом выходит на предел при $\alpha'_H = -13^\circ$, а гидроусилитель продольного управления (см. рис. 1.26) — при $\alpha'_H = 1^\circ$. Таким образом, максимально допустимая вертикальная перегрузка должна соответствовать $\alpha'_H = -13^\circ$, а при этом гидроусилитель продольного управления недогружен. Целесообразно изменить параметры лопасти так, чтобы один или все гидроусилители нагружались предельным усилием при наибольшем из возможных углов атаки, так как при этом увеличатся допустимые перегрузка и угол тангажа вертолета при маневрах. Если возможно изменить только m_{z0} профиля (отгибом пластины, установленной на задней кромке лопастей), то по формулам (1.133) можно определить, что нужно создать $\Delta m_{z0} = 0,012$; при этом допустимый угол атаки по обоим каналам будет

равен $\alpha'_H = -8^\circ$, т. е. он увеличивается на 5° . Если возможно изменение и m_{z0} , и других параметров лопасти, то можно подобрать вариант с $\alpha'_H = -7^\circ$. Если нагрузки изменяются линейно при варьировании параметров лопасти, то оптимальный вариант находится симплекс-методом линейного программирования.

1.5.3. ДЕФОРМАЦИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЖЕСТКОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Шарнирные моменты лопастей нагружают элементы системы управления вертолета, находящиеся между несущим винтом и гидроусилителями: рычаги поворота лопастей, автомат перекоса, качалки и другие детали. Эта часть системы управления податлива, и ее деформация велика. В результате изменяются углы установки лопастей, следовательно, силы и моменты винта. Предлагаемый метод учета деформаций системы управления основан на следующем рассуждении. Изменение углов установки лопастей по нулевой δ_0 и первой δ_{1c} , δ_{1s} гармоникам достигается перемещением вдоль вала винта и наклоном на углы δ_v , δ_k некоторой плоскости, с которой соединены недеформируемые рычаги поворота лопасти. При абсолютной жесткости системы управления эта плоскость является плоскостью автомата перекоса. При упругой (реальной) системе управления — это другая плоскость. Если положение этой плоскости, фактически определяющей углы установки винта, характеризовать углами δ_0 , δ_v , δ_k , то все выведенные ранее без учета деформации формулы для углов установки, сил и моментов несущего винта остаются справедливыми. Чтобы реальный винт создавал такие же силы и моменты, как винт с абсолютно жесткой системой управления, их углы φ_0 , φ_{1c} , φ_{1s} должны быть одинаковыми, а углы δ_v , δ_k разными. Представим углы δ_v , δ_k , δ_0 как сумму угла, определяемого положением силового штока гидроусилителя (обозначен индексом "ГУ"), и дополнительного угла, получающегося без участия летчика в результате деформации системы управления (обозначим его индексом "упр", т. е. "упругий"). Таким образом,

$$\delta_v = \delta_{v гу} + \delta_{v упр}; \quad \delta_k = \delta_{k гу} + \delta_{k упр}; \quad (1.140)$$

$$\delta_0 = \delta_{0 гу} + \delta_{0 упр}.$$

В настоящем разделе рассмотрены углы, определяемые положением штока гидроусилителя, а не положением ручки управления, так как у многих вертолетов они связаны неоднозначно. Примером такой конструкции является вертолет с автопилотом, управляющим гидроусилителями независимо от летчика. В этом случае для определения положения ручки привлекаются дополнительные соотношения, о чем сказано в работе [5] и в разд. 2.6.

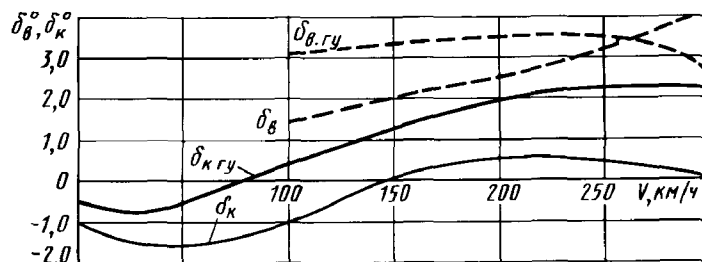


Рис. 1.29. Балансировочные кривые вертолета

Определим $\delta_{в.упр}$, $\delta_{к.упр}$, $\delta_{о.упр}$:

$$\delta_{в.упр} = -M_{за.п}/c_{\psi}; \quad \delta_{к.упр} = -M_{ха.п}/c_{\psi}; \quad (1.141)$$

$$\delta_{о.упр} = P_{о.ш}/c_{о.ш},$$

где c_{ψ} , $c_{о.ш}$ — жесткости системы управления.

Формулы (1.140), (1.141) используются следующим образом. Когда задано положение штоков гидроусилителей, то нужно найти $\delta_{в}$, $\delta_{к}$, $\delta_{о.ш}$, силы и моменты винта, а если заданы силы и моменты винта, то нужно найти $\delta_{в}$, $\delta_{к}$, $\delta_{о}$ и затем положение штоков гидроусилителей. Задача в первом варианте, когда задано положение гидроусилителей, решается при моделировании движения вертолета на пилотажных стендах, при изучении устойчивости вертолета с фиксированным управлением. Второй вариант задачи встречается при расчетах установившегося движения вертолета, когда силы и моменты винта известны из уравнений движения.

Приведем примеры, иллюстрирующие необходимость учета деформации системы управления. На рис. 1.29 показаны балансировочные кривые вертолета. Углы $\delta_{в.гу}$, $\delta_{к.гу}$ определены непосредственным измерением положения штоков гидроусилителей, а углы $\delta_{в}$, $\delta_{к}$ — в результате обработки измерений углов установки $\varphi = \varphi(\psi_{л})$ и махового движения $\beta_{л} = \beta(\psi_{л})$ лопасти; методика обработки изложена ниже. Из рисунков видно, что балансировочные значения углов $\delta_{в}$, $\delta_{к}$ и углов $\delta_{в.гу}$, $\delta_{к.гу}$ существенно отличаются как по величине, так и по характеру кривых. Об устойчивости вертолета нужно судить по кривым $\delta_{в.гу}$, $\delta_{к.гу}$. Очевидно, что на устойчивость вертолета существенное влияние оказывают частные производные от усилий, действующих на автомат перекоса. Расчетные балансировочные кривые, не учитывающие упругости системы управления, должны сопоставляться с кривыми $\delta_{в}$, $\delta_{к}$, а не $\delta_{в.гу}$, $\delta_{к.гу}$.

Жесткости системы управления

При нагружении системы управления циклически изменяющимися нагрузками, приходящими с лопастей, детали системы управления совершают колебательное движение. Поэтому силы, действующие на детали,

не равны силам при статическом нагружении: к ним добавляются инерционные силы, силы трения. Соответственно не равны и деформации. Следовательно, жесткость системы управления при циклическом нагружении (динамическая) не равна жесткости при статическом нагружении. Динамическая жесткость находится экспериментально. Первый из экспериментальных методов — лабораторный. Измерения выполняются на стенде для динамических испытаний при вращающемся автомате перекоса (рис. 1.30). Обычно на стендах устанавливается не вся система управления несущим винтом, а только автомат перекоса и часть качалок и тяг. Но так как автомат перекоса является самым податливым звеном системы управления, то испытания на стендах позволяют получить в основном правильную величину жесткости. При испытаниях измеряется линейное перемещение s одного из его рогов при вращении автомата перекоса без нагрузки (точка A') и с нагрузкой (точка A). Совмещенные осциллограммы перемещений s показаны на рис. 1.31. По разности a перемещений при нагруженном и ненагруженном автомате перекоса на азимутах $\pi - \Delta\psi_{а.п}$ и $2\pi - \Delta\psi_{а.п}$ определяется угол упругого отклонения автомата перекоса в продольном направлении; на азимутах $\frac{1}{2}\pi - \Delta\psi_{а.п}$ и $\frac{3}{2}\pi - \Delta\psi_{а.п}$ — в поперечном направлении. Упругая дефор-

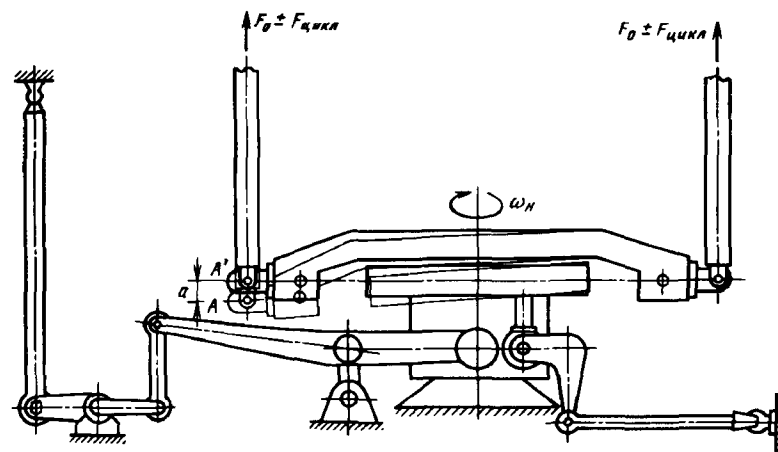


Рис. 1.30. Определение жесткости автомата перекоса на стенде

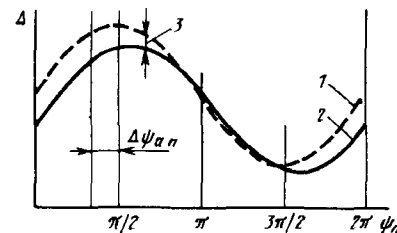


Рис. 1.31. Зависимость перемещения рога автомата перекоса от азимутального положения:
1 — без нагрузки; 2 — с нагрузкой; 3 — $a = s_{нагр} - s_{без\ нагр}$

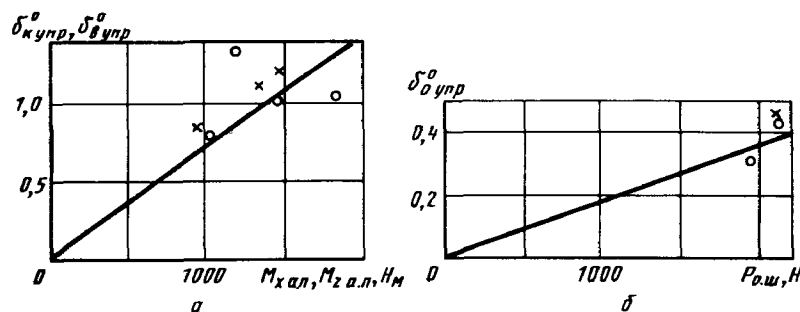


Рис. 1.32. Зависимость упругих деформаций от нагрузки
о — без 3-й гармоники; х — с 3-й гармоникой

мания автомата перекося по общему шагу определяется средней по азимуту величиной a . Расчетные формулы:

$$\delta_{\delta.упр} = a_{ср}/l_{л}; \quad \delta_{в.упр} = (a_{\pi} - \Delta\psi_{a.л} - a_{2\pi} - \Delta\psi_{a.л})/2R_{a.л};$$

$$\delta_{\kappa.упр} = (a_{1/2\pi} - \Delta\psi_{a.л} - a_{3/2\pi} - \Delta\psi_{a.л})/2R_{a.л}.$$

На рис. 1.32 показаны результаты определения жесткостей автомата перекося. Кружком обозначены точки для случая, когда автомат перекося нагружался усилиями, содержащими среднюю часть и первую гармонику, крестиками — среднюю часть, первую и третью гармоники. Угол наклона прямых характеризует жесткость. Из графиков видно, что жесткости $c_{\psi} \cong M_{z.a.л}/\delta_{в.упр} \cong M_{\kappa.a.л}/\delta_{\kappa.упр} = 1400 \text{ Нм/}^\circ$, $c_{o.ш} = P_{o.ш}/\delta_{\delta.упр} = 5500 \text{ Н/}^\circ$.

Во втором методе определения динамической жесткости системы управления используются результаты летных испытаний вертолета. В полете измеряются $\delta_{в.гу}$, $\delta_{\kappa.гу}$, $\delta_{\delta.гу}$, $M_{z.a.л}$, $M_{\kappa.a.л}$, $P_{o.ш}$, а также изменение по азимуту углов установки φ и взмаха $\beta_{л}$ лопасти, по которым определяются φ_0 , a_0 и амплитуды первых гармоник $\varphi_{1с}$, φ_{1s} , a_1 , b_1 . Затем вычисляются

$$\delta_0 = \varphi_0 + \kappa a_0; \quad \delta_{1с} = \varphi_{1с} - \kappa a_1; \quad \delta_{1s} = \varphi_{1s} - \kappa b_1. \quad (1.142)$$

Углы $\delta_{в}$, δ_{κ} находятся из системы (1.149) без индексов "гу", углы $\delta_{\delta.упр}$, $\delta_{в.упр}$, $\delta_{\kappa.упр}$ — по формулам (1.140). Строятся графики (см. рис. 1.32), из которых определяются жесткости c_{ψ} , $c_{o.ш}$. Одновременно могут быть найдены коэффициенты махового движения эквивалентного винта

$$a_{1з} = a_1 - \varphi_{1с}; \quad b_{1з} = b_1 + \varphi_{1с}. \quad (1.143)$$

Найденные описанными способами жесткости системы управления разных вертолетов даны в табл. 1.4 (в скобках приведены безразмерные жесткости).

Таблица 1.4

Жесткость системы управления	Масса вертолета, т			
	7	11	40	50
c_{ψ} , Н·м/°	860 (0,0033)	1400 (0,0036)	7500 (0,0031)	12500 (0,0046)
$c_{o.ш}$, Н/°	—	5500 (0,0073)	30000 (0,009)	

Приближенно динамическая жесткость системы управления при интересующей нас форме деформации может быть принята равной динамической жесткости, определенной в испытаниях на флаттер (см. [17]) при частоте, равной частоте вращения несущего винта. Например, у вертолета с массой 40 т величина жесткости управления, найденная выше, равна $c_{\psi} = 7500 \text{ Н·м/}^\circ$. По данным испытания на флаттер $c_{л} = 1000 \text{ Н·м/}^\circ$; тогда по формуле (1.153) $c_{\psi} = 8500 \text{ Н·м/}^\circ$. Как видно, жесткости, найденные двумя способами, близки по величине.

1.5.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ $\beta_H = 0$. УЧЕТ КРУЧЕНИЯ ЛОПАСТЕЙ

При использовании теории эквивалентного винта необходимо знать составляющие угла установки лопастей φ_0 , $\varphi_{1с}$, φ_{1s} . Некоторые из составляющих определены в разд. 1.1 ... 1.4. Теперь получим полные выражения. На рис. 1.33 показаны лопасти при азимутальных положениях $\psi_{л} = 0$ и $\psi_{л} = 90^\circ$, кинематические схемы автоматов перекося, положительные направления углов и моментов. Положительные направления углов $\Delta\psi_{a.л}$ и β_H зависят от направления вращения несущего винта: когда оси поворота автомата перекося и оси полусвязанной системы координат несущего винта $O_H X_H$, $O_H Z_H$ отстают от связанных осей вертолета $O X$, $O Z$ (повернуты в сторону, противоположную направлению вращения винта), то $\Delta\psi_{a.л} > 0$ и $\beta_H > 0$. Поэтому схемы показаны и для левого, и для правого винтов. На схемах показан угол

$$\chi = 90^\circ - (\sigma_{11} - \Delta\psi_{a.л} - c_0) - \beta_H, \quad (1.144)$$

определяющий зависимости углов установки лопастей от углов $\delta_{в}$, δ_{κ} и нагрузок на автомат перекося. Например:

$$\delta_{1c} = (\mp \delta_k \sin x + \delta_b \cos x) R_{a.p} / l_n;$$

$$\sin x = (D_1 \cos \beta_n - D_2 \sin \beta_n) l_n / R_{a.p}; \quad (1.145)$$

$$\cos x = (\bar{D}_2 \cos \beta_n + \bar{D}_1 \sin \beta_n) l_n / R_{a.p}.$$

Перейдем к выводу формул для углов $\varphi_0, \varphi_{1c}, \varphi_{1s}$

$$\varphi_0 = \delta_{0gy} - \kappa a_0 + \nu_0 + P_{o.ш} / c_{o.ш}; \quad (1.146)$$

$$\varphi_{1c} = \delta_{1cgy} + \kappa a_1 + \nu_{1c} + M_{ш1c} / c_{лx};$$

$$\varphi_{1s} = \delta_{1sgy} + \kappa b_1 + \nu_{1s} + M_{ш1s} / c_{лz}. \quad (1.147)$$

Слагаемые $\nu_0, \nu_{1c}, \nu_{1s}$ в прямолинейном полете на $V \geq 200$ км/ч равны $1 \dots 2^\circ$ (по абсолютной величине). При криволинейном движении они изменяются, причем если $\tilde{b}_T < \tilde{b}_F$ или $\tilde{b}_Ж < \tilde{b}_F$, то кручение лопасти увеличивает демпфирование вертолета [17] ($b_Ж$ — расстояние до оси жесткости).

Последние слагаемые выражают деформацию системы управления. Она пропорциональна шарнирному моменту лопасти при соответствующем азимутальном положении и обратно пропорциональна жесткости; $c_{лx}, c_{лz}$ — приведенные к осевому шарниру лопасти жесткости продольного и поперечного канала системы управления при нагружении лопастей моментами, изменяющимися по первой гармонике. Поскольку основным податливым элементом системы управления является автомат перекоса,

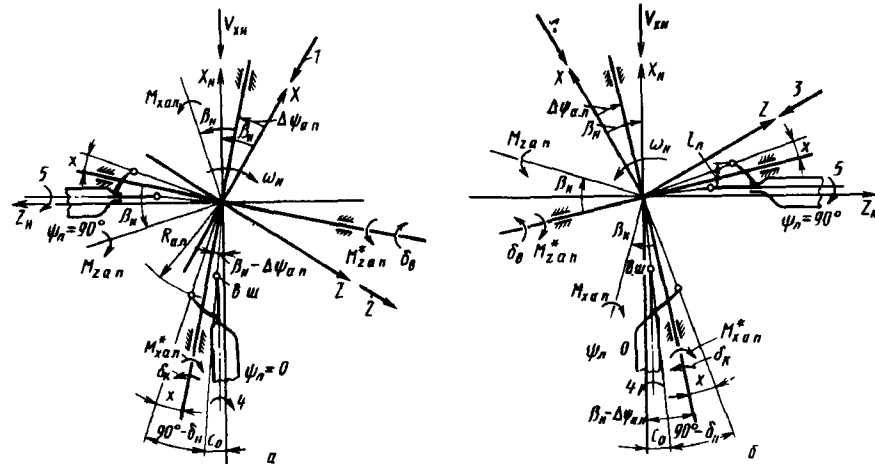


Рис. 1.33. Кинематические схемы автоматов перекоса при левом (а) и правом (б) направлениях вращения несущего винта:

1 — $V_x + v_{xH}^* - \omega_z y_T - \omega_y z_T$; 2 — $(V_z + v_{zH}^* + \omega_x y_T + \omega_y x_T)$; 3 — $V_z + v_{zH}^* + \omega_x y_T + \omega_y x_T$; 4 — положительное направление момента $M_{ш1c}$ и углов $\varphi_{1c}, \delta_{1c}, \nu_{1c}, \kappa a_1$; 5 — положительное направление момента $M_{ш1s}$ и углов $\varphi_{1s}, \delta_{1s}, \nu_{1s}, \kappa b_1$

то жесткости отличаются мало: $c_{лx} = c_{лz} = c_{л}$. Подставляя в (1.147) выражения $a_1 = a_{13} + \varphi_{1s}$, $b_1 = b_{13} - \varphi_{1c}$, после преобразований получим:

$$\varphi_{1c}(1 + \kappa^2) = (\delta_{1c} + \kappa \delta_{1s})_{gy} + \kappa(a_{13} + \kappa b_{13}) + (M_{ш1c} + \kappa M_{ш1s}) / c_{л} + (\nu_{1c} + \kappa \nu_{1s}) \quad (1.148)$$

$$\varphi_{1s}(1 + \kappa^2) = (\delta_{1s} - \kappa \delta_{1c})_{gy} + \kappa(b_{13} - \kappa a_{13}) + (M_{ш1s} - \kappa M_{ш1c}) / c_{л} + (\nu_{1s} - \kappa \nu_{1c})$$

Углы $\delta_{1cgy}, \delta_{1sgy}$ — это углы установки лопастей при отклонении органов управления (рис. 1.33). Они равны:

$$\delta_{1cgy} = \bar{D}_1 (\mp \delta_{k.gy} \cos \beta_n + \delta_{b.gy} \sin \beta_n) + \bar{D}_2 (\delta_{b.gy} \cos \beta_n \pm \delta_{k.gy} \sin \beta_n);$$

$$\delta_{1sgy} = \bar{D}_1 (-\delta_{b.gy} \cos \beta_n \mp \delta_{k.gy} \sin \beta_n) - \bar{D}_2 (\pm \delta_{k.gy} \cos \beta_n - \delta_{b.gy} \sin \beta_n). \quad (1.149)$$

Напомним, что все величины, входящие в формулы (1.146) ... (1.148) (как и материал всей гл. 1), относятся к полусвязанной системе координат несущего винта. Положительные направления оси $O_H Z_H$ и углов поворота этой системы совпадают с направлением вращения винта. Углы же $\delta_b, \delta_{b.gy}, \delta_k, \delta_{k.gy}$ относятся к правой связанной системе координат. Поэтому формулы (1.145) и последующие содержат два знака; верхний относится к вертолету с несущим винтом левого вращения, а нижний — правого.

Первые гармоники шарнирных моментов лопастей связаны с моментами автомата перекоса относительно полусвязанных осей выражениями

$$M_{ш1c} = -2(\bar{D}_1 M_{xa.p} - \bar{D}_2 M_{za.p}) / k_{л} (R_{a.p} / l)^2; \quad (1.150)$$

$$M_{ш1s} = 2(\bar{D}_1 M_{za.p} - \bar{D}_2 M_{xa.p}) / k_{л} (R_{a.p} / l)^2$$

Используя выражения (1.146) ... (1.150), получим окончательные формулы:

$$\varphi_0 = \delta_{0gy} - \kappa a_0 + \varphi_{0упр};$$

$$\varphi_{1c} = -D_1 (\pm \delta_{k.gy} \cos \beta_n - \delta_{b.gy} \sin \beta_n) + D_2 (\delta_{b.gy} \cos \beta_n \mp \delta_{k.gy} \sin \beta_n) + \kappa(a_{13} + \kappa b_{13}) / (1 + \kappa^2) + \varphi_{1cупр};$$

$$\varphi_{1s} = -D_1 (\delta_{b.gy} \cos \beta_n \mp \delta_{k.gy} \sin \beta_n) + D_2 (\mp \delta_{k.gy} \cos \beta_n + \delta_{b.gy} \sin \beta_n) + \kappa(b_{13} - \kappa a_{13}) / (1 + \kappa^2) + \varphi_{1sупр}, \quad (1.151)$$

где

$$\begin{aligned}\varphi_{0упр} &= P_{0ш}/c_{0ш} + v_0, \\ \varphi_{1супр} &= -(D_1 M_{хап} + D_2 M_{зап})/c_\psi + (v_{1с} + \kappa v_{1с})/(1 + \kappa^2); \\ \varphi_{1супр} &= (D_1 M_{зап} - D_2 M_{хап})/c_\psi + (v_{1с} - \kappa v_{1с})/(1 + \kappa^2); \\ &\quad (1.152)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}c_\psi &= c_\lambda k_\lambda (\bar{D}_1^2 + \bar{D}_2^2)/2 = c_\lambda k_\lambda (R_{ап}/l_\lambda)^2/2, \\ c_{0ш} &= k_\lambda c_\lambda /l_\lambda.\end{aligned}\quad (1.153)$$

Зависимости $\varphi_{0упр}$, $\varphi_{1супр}$, $\varphi_{1супр}$ от $V_{хн}$, $V'_{ун}$, δ'_0 , $\omega_{хн}$, $\omega_{зн}$ строятся на графиках, аналогичных рис. 1.17, 1.18, 1.25 и др.

Если учитывать только упругость системы управления, то выражения (1.151), (1.152) сведутся к выражениям (1.141), и учет упругости упрощается.

Усилия, действующие на гидроусилители, определяются моментами относительно фактических осей автомата перекоса:

$$\begin{aligned}P_{вгу} &= M_{зап}^*/i_v = (M_{зап} \cos \beta_n + M_{хап} \sin \beta_n)/i_v; \\ P_{кгу} &= \mp (M_{хап} \cos \beta_n - M_{зап} \sin \beta_n)/i_k.\end{aligned}\quad (1.154)$$

ГЛАВА 2. МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

2.1. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ. СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ВЕРТОЛЕТ

Движение вертолета моделируется в связанной системе координат $OXYZ$. Положение этой системы и полусвязанной системы координат несущего винта $O_n X_n Y_n Z_n$, в осях которой определяются силы и моменты несущего винта, показано на рис. 2.1. При полете вертолета без скольжения оно характеризуется центровкой вертолета: продольной x_T , вертикальной y_T и поперечной z_T (величины положительные, когда центр масс расположен соответственно впереди, ниже и слева относительно начала системы координат O_n). При полете вертолета со скольжением связанная система координат повернута относительно полусвязанной на угол β_n

$$\begin{aligned}\beta_n &= \mp \arctg (V_z + v_{zn}^* + \omega_y x_T + \omega_x y_T)/(V_x + v_{xn}^* - \\ &\quad - \omega_z y_T - \omega_y z_T).\end{aligned}\quad (2.1)$$

В (2.1) и в формулах, приведенных ниже, верхний знак перед параметром относится к винту левого вращения, а нижний — правого вращения.

Углом атаки несущего винта α_n называют угол, образуемый вектором воздушной скорости несущего винта V_n и его проекцией на плоскость $O_n X_n Y_n$,

$$\alpha_n = -\arcsin V_{yn}/V_n. \quad (2.2)$$

Продольная и вертикальная составляющие воздушной скорости несущего винта равны

$$\begin{aligned}V_{хн} &= \sqrt{(V_x + v_{xn}^* - \omega_z y_T - \omega_y z_T)^2 + \\ &\quad + (\dot{V}_z + v_{zn}^* + \omega_y x_T + \omega_x y_T)^2};\end{aligned}\quad (2.3)$$

$$V_{yn} = V_y - \omega_z x_T + \omega_x z_T + v_{yn}^*. \quad (2.4)$$

Положение связанной системы координат $OXYZ$ относительно скоростей $OX_a Y_a Z_a$ характеризуется величинами углов атаки α и скольжения β :

$$\alpha = -\arctg V_y/V_x; \quad \beta = \arcsin V_z/V. \quad (2.5)$$

Воздушные скорости вертолета V и несущего винта V_n находятся по формулам

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}; \quad V_n = \sqrt{V_{хн}^2 + V_{yn}^2}. \quad (2.6)$$

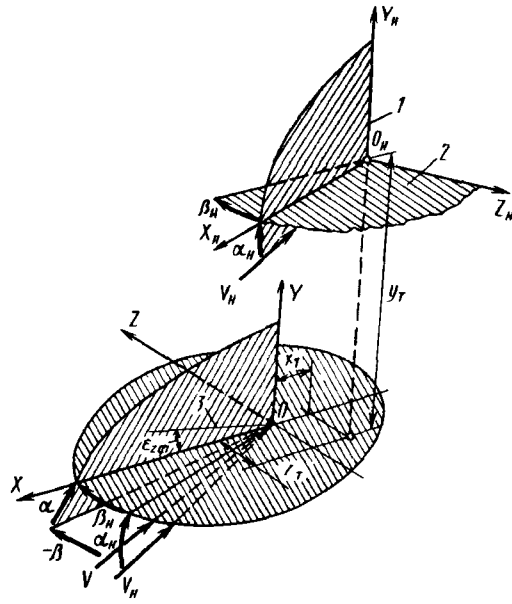


Рис. 2.1. Связанная система координат вертолета и полусвязанная система координат несущего винта: 1 – ось несущего винта; 2 – плоскость вращения несущего винта; 3 – СГФ

Для одновинтовых вертолетов с крылом можно принимать

$$\begin{aligned} V_{xH} &= \sqrt{V_x^2 + V_z^2} = \\ &= V_x \cos \beta_H + \\ &+ V_z \sin \beta_H; \\ \beta_H &= \mp \arctg V_z / V_x. \\ V_{yH} &= V_y + v_{yH}^{кр}; \end{aligned} \quad (2.7)$$

Система уравнений пространственного движения вертолета. Уравнения, описывающие движение вертолета как твердого тела, а также уравнение равновесия моментов относительно оси несущего винта имеют вид

$$\begin{aligned} m(\dot{V}_x + \omega_y V_z - \omega_z V_y) &= R_x - G \sin \vartheta; \\ m(\dot{V}_y + \omega_z V_x - \omega_x V_z) &= R_y - G \cos \vartheta \cos \gamma; \\ m(\dot{V}_z + \omega_x V_y - \omega_y V_x) &= R_z + G \cos \vartheta \sin \gamma; \\ (I_x - \frac{I_{xy}^2}{I_y}) \dot{\omega}_x + \frac{I_{xy}}{I_y} (I_x + I_y - I_z) \omega_x \omega_z - \\ - (I_y - I_z + \frac{I_{xy}^2}{I_y}) \omega_y \omega_z &= M_x + \frac{I_{xy}}{I_y} (M_y - \xi M_{дв}); \\ (I_y - \frac{I_{xy}^2}{I_x}) \dot{\omega}_y - \frac{I_{xy}}{I_x} (I_x + I_y - I_z) \omega_y \omega_z - \\ - (I_z - I_x - \frac{I_{xy}^2}{I_x}) \omega_x \omega_z &= M_y + \frac{I_{xy}}{I_x} M_x - \xi M_{дв}; \\ I_z \dot{\omega}_z - (I_x - I_y) \omega_x \omega_y - I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) &= M_z. \end{aligned} \quad (2.8)$$

$$I_{\omega} \dot{\omega}_H = \xi M_{дв} - M_K. \quad (2.10)$$

В более общем виде уравнения движения вертолета, а также их вывод можно найти в [14].

Вследствие малости величин, а также для сокращения вычислительных средств при создании пилотажного стенда допускается в уравнениях (2.9) не учитывать слагаемые, содержащие произведения и квадраты угловых скоростей. Тогда уравнения движения вертолета вокруг центра масс приобретут вид

$$\begin{aligned} J'_x \dot{\omega}_x &= M_x + (M_y - \xi M_{дв}) J_{xy} / J_y; \\ J'_y \dot{\omega}_y &= M_y - \xi M_{дв} + M_x J_{xy} / J_x; \quad J_z \dot{\omega}_z = M_z; \end{aligned}$$

где $J'_x = J_x - J_{xy}^2 / J_y$; $J'_y = J_y - J_{xy}^2 / J_x$.

В уравнения движения центра масс вертолета (2.8) входят составляющие силы тяжести вертолета $G = mg$. Углы ϑ , γ и ψ , определяющие ориентацию осей системы координат в нормальной системе координат, находятся в результате интегрирования уравнений

$$\begin{aligned} \dot{\vartheta} &= \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma; \quad \dot{\gamma} = \omega_x - \dot{\psi} \sin \vartheta; \\ \dot{\psi} &= (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) / \cos \vartheta. \end{aligned} \quad (2.11)$$

Отметим, что углы тангажа и крена вертолета, измеряемые относительно кабины вертолета, находятся как

$$\vartheta_{\phi} = \vartheta + \epsilon_{z\phi}; \quad \gamma_{\phi} = \gamma + \epsilon_{x\phi}, \quad (2.12)$$

где $\epsilon_{z\phi}$ – конструктивный угол установки фюзеляжа относительно плоскости несущего винта; $\epsilon_{x\phi}$ – угол поворота кабины вертолета вокруг продольной оси OX связанной системы координат вертолета (так иногда делается на некоторых одновинтовых вертолетах для уменьшения крена фюзеляжа или кабины летчика при взлете и посадке).

Движение центра масс вертолета в нормальной земной системе координат определяется из интегрирования уравнений

$$\Delta \dot{H} = V_{yg}; \quad \dot{L} = V_{xg}; \quad \dot{Z} = V_{zg}. \quad (2.13)$$

Зависимость между проекциями вектора скорости вертолета в нормальной и связанной системах координат следующая:

$$\begin{aligned} V_{yg} &= V_y \sin \vartheta + (V_y \cos \gamma - V_z \sin \gamma) \cos \vartheta; \\ V_{xg} &= V_{xg0} \cos \psi + V_{zg0} \sin \psi; \\ V_{zg} &= V_{zg0} \cos \psi - V_{xg0} \sin \psi; \end{aligned} \quad (2.14)$$

где V_{xg0} и V_{zg0} — проекции вектора скорости вертолета в нормальной системе координат при полете с $\psi = 0$:

$$V_{xg0} = V_x \cos \vartheta - V_y \sin \vartheta \cos \gamma + V_z \sin \gamma \sin \vartheta ;$$

$$V_{zg0} = V_z \cos \gamma + V_y \sin \gamma .$$

Результирующие аэродинамическая сила и момент, действующие на вертолет, и их составляющие. Схема сил и моментов, действующих на одновинтовой вертолет по осям связанной системы координат, показана на рис. 2.2. Результирующая сила R и момент M образуются силами несущего и рулевого винтов, а также планера:

$$\begin{aligned} R_x &= X_H^*/(\tau_H p + 1) + X_{p.v} - X_{пл} ; \\ R_y &= T/(\tau_H p + 1) - Z_{p.v} + Y_{пл} ; \end{aligned} \quad (2.15)$$

$$\begin{aligned} R_z &= Z_H^*/(\tau_H p + 1) + Y_{p.v} + Z_{пл} ; \\ M_x &= M_{xT}^*(\tau_H p + 1) + M_{x p.v} + M_{x пл} ; \\ M_y &= M_{y p.v} + M_{y пл} ; \end{aligned} \quad (2.16)$$

$$M_z = M_{zT}^*(\tau_H p + 1) + M_{z p.v} + M_{z пл} .$$

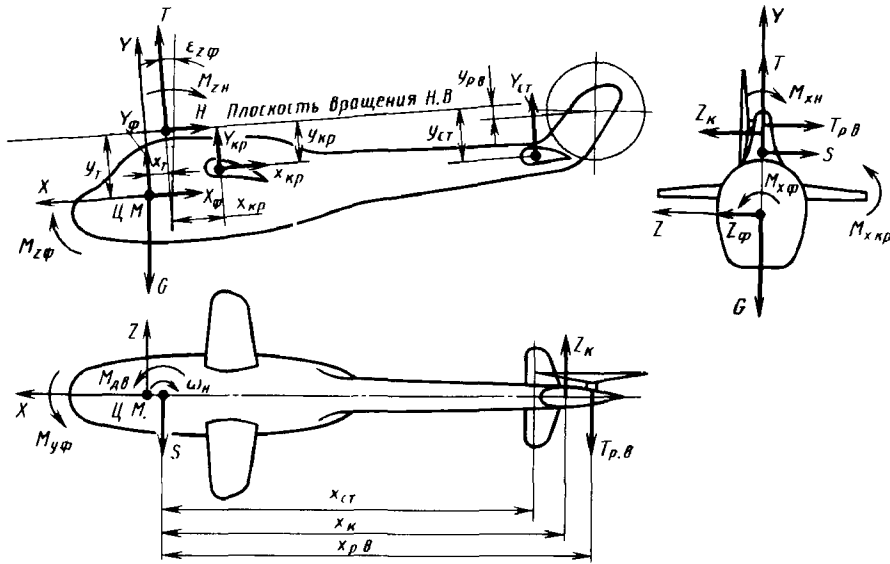


Рис. 2.2. Силы и моменты, действующие на вертолет

Выражения (2.15) и (2.16) содержат силы и моменты несущего винта в осях связанной системы координат. Чтобы их найти, воспользуемся характеристиками, найденными в полусвязанной системе координат при $\delta_B = \delta_K = 0$ (см. разд. 1.1). При $\delta_B \neq 0$ и $\delta_K \neq 0$ и при полете вертолета со скольжением

$$\begin{aligned} X_H^* &= -H' \cos \beta_H - S' \sin \beta_H + T(D_1 \delta_B \pm D_2 \delta_K); \\ Z_H^* &= \mp (S' \cos \beta_H - H' \sin \beta_H) - T(D_1 \delta_K \mp D_2 \delta_B); \\ M_{zT}^* &= -Tx_T - X_H^* y_T + M_{zH}' \cos \beta_H + M_{xH}' \sin \beta_H - \\ &\quad - \frac{1}{2} [k_L S_\Gamma l_\Gamma \omega_H^2 (D_1 \delta_B \pm D_2 \delta_K) - M_K (D_2 \delta_B \mp D_1 \delta_K)] \\ M_{xT}^* &= Tz_T + Z_H^* y_T \mp (M_{xH}' \cos \beta_H - M_{zH}' \sin \beta_H) - \\ &\quad - \frac{1}{2} [k_L S_\Gamma l_\Gamma \omega_H^2 (D_1 \delta_K \mp D_2 \delta_B) - M_K (D_2 \delta_K \pm D_1 \delta_B)]. \end{aligned} \quad (2.17)$$

Если используемые в выражениях силы и моменты реализуются в математической модели в размерном виде при плотности воздуха, равной ρ_0 , то изменение ρ учитывается умножением сил и моментов (кроме первых слагаемых в квадратных скобках) на отношение ρ/ρ_0 .

Необходимые для определения аэродинамических характеристик составляющие воздушной и угловой скоростей несущего винта по осям полусвязанной системы координат находятся по формулам

$$\begin{aligned} V'_{yH} &= V_{yH} + D_1 (\delta_B V_x + \delta_K V_z) \pm D_2 (\delta_K V_x - \delta_B V_z); \\ \omega_{zH} &= \omega_z \cos \beta_H \pm \omega_x \sin \beta_H; \\ \omega_{xH} &= \mp \omega_x \cos \beta_H + \omega_z \sin \beta_H. \end{aligned} \quad (2.18)$$

Обычно рулевой винт устанавливается так, что его ось направлена параллельно оси связанной системы координат вертолета. В этом случае в выражениях (2.15) можно принять: $Y_{p.v} = \mp T_{p.v}$; $X_{p.v} = Z_{p.v} \approx 0$. Тяга рулевого винта определяется в зависимости от угла установки лопастей $\delta_{p.v}$, а также составляющих воздушной и угловой скоростей:

$$\begin{aligned} V_{x p.v} &= k_{p.v} \sqrt{V_x^2 + [V_y - \omega_z (x_{p.v} + x_T)]^2}; \\ V_{y p.v} &= \mp (V_z + \omega_y (x_{p.v} + x_T) + \omega_x (y_T - y_{p.v}) + v_{y p.v}^\Sigma); \\ \omega_{z p.v} &= \pm (\omega_y \cos \alpha + \omega_x \sin \alpha); \\ \omega_{x p.v} &= \mp (\omega_x \cos \alpha - \omega_y \sin \alpha), \end{aligned} \quad (2.19)$$

где $k_{p.v}$ — коэффициент торможения потока у рулевого винта; $v_{y.p.v}^{\Sigma}$ — нормальная составляющая скорости, индуцируемой у рулевого винта другими элементами вертолета. Моменты рыскания и крена рулевого винта относительно центра масс вертолета находятся из выражения

$$\begin{aligned} M_{y.p.v} &= \mp T_{p.v} (x_{p.v} + x_T) \approx \mp T_{p.v} x_{p.v}; \\ M_{x.p.v} &= \mp T_{p.v} (y_T - y_{p.v}), \end{aligned} \quad (2.20)$$

где $x_{p.v}, y_{p.v}$ — координаты оси вала рулевого винта в осях полусвязанной системы координат несущего винта. Момент тангажа на установившихся режимах приближенно может быть принят равным [5]

$$M_{z.p.v} = (0,02 \dots 0,03) M_K. \quad (2.21)$$

Как отмечалось выше (см. разд. 1.1), в математических моделях вертолета, предназначенных для пилотажных стендов, используются заранее вычисленные аэродинамические характеристики несущего и рулевого винтов. Это установившиеся мгновенные значения сил и моментов, которым соответствуют различные сочетания параметров движения и положения органов управления. Динамика несущего винта при таком методе моделирования может быть учтена только приближенно. Это допустимо (см. разд. 1.3), так как при действии на несущий винт возмущений, например при мгновенном отклонении органов управления, маховое движение лопастей устанавливается существенно быстрее, чем динамические процессы полета вертолета. В выражениях (2.15) ... (2.16) динамика несущего винта описывается аperiодическими звеньями $1/(\tau_n p + 1)$. Здесь p — переменная в преобразовании Лапласа — Карсона; τ_n — постоянная времени. Значение τ_n находится из условия, что маховое движение лопастей, а также силы и моменты устанавливаются приблизительно за время одного оборота несущего винта, т. е. $\tau_n = 0,33 \cdot 2\pi/\omega_n$. Рекомендации по приближенному описанию динамики несущего винта передаточными функциями более высокого порядка можно найти в работе [14]. Динамика рулевого винта при моделировании движения вертолета может не учитываться вследствие большой его частоты вращения ($n_{p.v} = 4 \dots 8 n_n$).

2.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗАИМОВЛИЯНИЯ НЕСУЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ ВЕРТОЛЕТА

В формулы (2.1) ... (2.7), по которым определяются местная скорость V_n и углы α_n, β_n несущего винта, входят проекции осредненной по площади винта скорости $\vec{v}_n^*$, индуцированной около него всеми другими несущими элементами вертолета. Например, у одновинтового верто-

лета с крылом, стабилизатором и килем проекция на связанную ось OX суммарной индуктивной скорости у несущего винта

$$\begin{aligned} v_{x.n}^* &\approx (v_{x.n}^{Kp} + v_{x.n}^{\Phi} + v_{x.n}^{p.v} + v_{x.n}^{ct} + v_{x.n}^K) \cos \beta_n - \\ &- (v_{z.n}^{Kp} + v_{z.n}^{\Phi} + v_{z.n}^{p.v} + v_{z.n}^{ct} + v_{z.n}^K) \sin \beta_n. \end{aligned} \quad (2.22)$$

Здесь $v_{x.n}^{Kp}, v_{z.n}^{Kp}$ (фюзеляжа, рулевого винта, стабилизатора, киля) — составляющие индуцированных скоростей в полусвязанной системе координат.

Аналогично в формулу (2.19) входит осредненная по площади рулевого винта скорость $v_{y.p.v}^*$. Введение скоростей $v_{x.n}^*, v_{y.n}^*, v_{z.n}^*, v_{y.p.v}^*$ и др. в формулы для расчета аэродинамических характеристик несущих элементов вертолета является одним из методов учета их взаимовлияния.

Более точным является метод, в котором во всех сечениях каждого из элементов индуктивная скорость находится с учетом воздействия вихрей всех несущих элементов. Такой метод должен использоваться для расчетов наиболее важных режимов полета вертолетов. Однако это очень трудоемкий метод, и он не может применяться при изучении динамики полета, особенно при моделировании в реальном времени. Поэтому широко применяется указанный выше метод с введением скоростей $\vec{v}_i^*$. В нем каждый i -й несущий элемент рассматривается как изолированный, но его силы и их направления определяются с учетом $\vec{v}_i^*$. Ниже, а также в разд. 2.4 описан такой метод в двух вариантах, отличающихся способами определения осредненной индуктивной скорости.

В первом варианте осредненная скорость около i -го элемента v_i^* находится как произведение средней индуктивной скорости изолированного j -го элемента на некоторые коэффициенты, зависящие от взаимного расположения и относительных размеров i -го и j -го элементов (они называются коэффициентами индукции и обозначаются буквой k с соответствующими индексами: $k_{пп}, k_{со}$ и др.) [2, 10, 17]. Этот вариант применим только при больших скоростях полета, $V > 0,15 \dots 0,2$, так как при этом коэффициенты индукции не зависят от скорости и углов атаки, и их величины для ряда схем вертолетов известны [2, 10, 17]. Данных о величине коэффициентов индукции вертолетов других схем при полетах с разными углами скольжения при малых V в литературе практически нет. Для режима висения и малых скоростей в дополнение к этому методу используются приближенные методы учета обдувки несущим винтом расположенных в его струе элементов планера [5].

Во втором варианте в ряде точек каждого из несущих элементов определяются скорости, индуцированные всеми остальными элементами. Затем они осредняются по площади несущих элементов (формулы (2.24), а у несущих винтов, кроме того, находится распределение по радиусу коэффициентов первой гармоники v_{1c}, v_{1s} , что позволяет уточнить рас-

четы влияния на несущий винт (разд. 2.2.2). Второй вариант точнее первого, он применим на всех скоростях полета, при скольжении. Но вихревые теории даже в упрощенном виде [21] требуют для решения такой задачи большого времени счета и не пригодны для моделирования движения вертолета в реальном времени на современных вычислительных машинах. Поэтому используется приближенный метод определения индуктивных скоростей [6]. Однако он дает большую погрешность, когда точка, в которой ищется скорость, расположена перед концами лопастей на азимутах $90 \dots 270^\circ$, где индуктивная скорость направлена вверх. Поэтому расчет взаимовлияния по [6] более точен при определении влияния несущего винта на стабилизатор, крыло, на задние винты у многовинтовых вертолетов.

2.2.1. ПРИБЛИЖЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИНДУКТИВНЫХ СКОРОСТЕЙ В ПРОИЗВОЛЬНОЙ ТОЧКЕ ПРОСТРАНСТВА

В литературе [6] индуктивные скорости определяются в точках на плоскости, параллельной вектору $\vec{V}_H$ и проходящей через центр несущего винта (на плоскости $O_H X_H Y_H$). В этом методе скорости в произвольной точке на плоскости находятся как произведение проекций средней индуктивной скорости винта на два коэффициента, зависящих от координат точки. Этот метод отражает следующую закономерность распределения индуктивных скоростей. Внутри вихревой колонны на всех скоростях полета индуктивные скорости имеют то же направление, что и в плоскости вращения (т. е. параллельны вектору $\vec{R}_H$). Вне вихревой колонны на режиме висения они равны нулю, а когда ось колонны не перпендикулярна к плоскости вращения винта ("косое" обтекание винта), индуктивные скорости нормальны к оси колонны (рис. 2.3 при $\bar{z} < 1$). При больших скоростях полета и малых углах атаки вихревая колонна сплющивается и становится плоской; над и под этой плоскостью индуцируются скорости, нормальные к ней (при $\alpha_H = 0$ параллельные оси винта).

Развитие этого метода дает возможность найти индуктивные скорости в других плоскостях, следовательно, в произвольной точке пространства. Распределение индуктивных скоростей в плоскостях $Z_H \neq 0$ определяется по тем же формулам, что и в [6] при $Z_H = 0$. Отличия заключаются в величине индуктивной скорости в точке пересечения рассматриваемой плоскости осью $O_H Z_H$ и в высоте струи $h_{стр}$ в этой плоскости. Угол отходящего от винта потока i_{1H} (см. рис. 2.3) принимается равным углу в плоскости $Z_H = 0$, определяемому средней индуктивной скоростью несущего винта v_H .

Найдем индуктивную скорость на оси $O_H Z_H$. Примем, что она определяется в зависимости от средней индуктивной скорости несущего винта v_H по закону

$$v_H(z)/v_H = \begin{cases} 1, & \text{если } |\bar{z}| \leq 0,9; \\ -1 + (5|\bar{z}| - 4,5)(v_{H,z=1,1}/v_H - 1), & \text{если } 0,9 < |\bar{z}| < 1,1 \\ -0,175(1 - i_1^0/90^\circ)/(|\bar{z}| - 1), & \text{если } |\bar{z}| > 1,1 \end{cases} \quad (2.23)$$

Выражения (2.23) соответствуют распределению скорости $v(z)$, показанному на рис. 2.4, а. В пределах несущего винта до точек $\bar{z} = \pm 0,9$ индуктивная скорость вдоль оси $O_H Z_H$ не изменяется и равна средней индуктивной скорости. В точках $\bar{z} = \pm 1,1$ индуктивная скорость направлена вверх; она равна $-1,75v$ при $i_{1H} = 0$, и равна нулю при $i_{1H} = 90^\circ$ (на режиме висения и при вертикальных наборе и снижении). В точках $|\bar{z}| > 1,1$ скорость убывает по абсолютной величине, а между точками $\bar{z} = \pm 0,9$ и $\bar{z} = \pm 1,1$ она изменяется линейно. Выражения (2.23) для $\bar{z} \geq 1,1$ подобраны по результатам расчетов по вихревой теории [22]. Принятая эпюра распределения $v(z)$ симметрична: $v(z) = v(-z)$. Это не строго, особенно в пределах несущего винта, но такое допущение при-

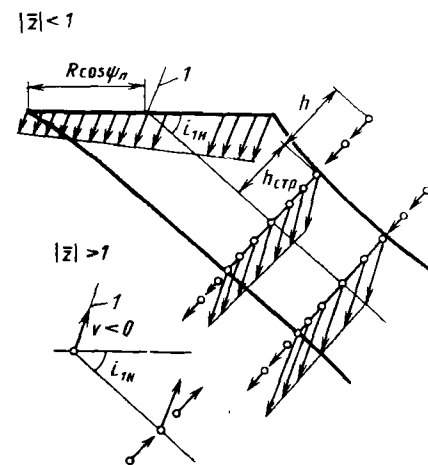
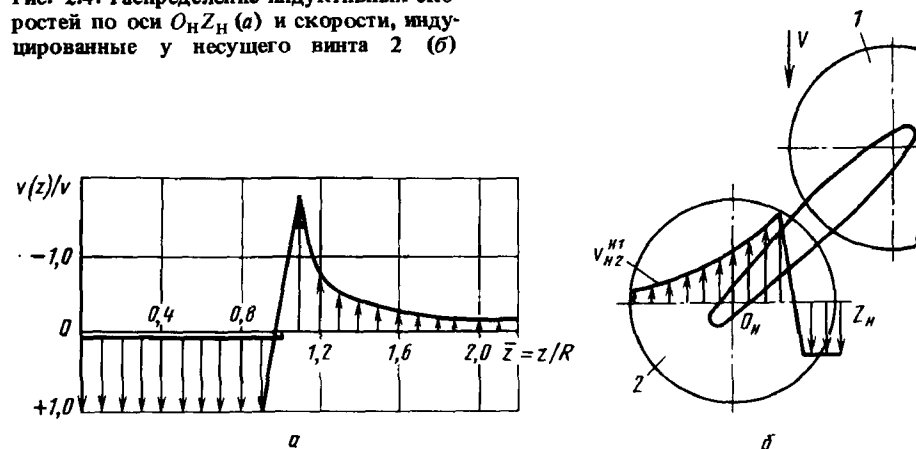


Рис. 2.3. Распределение индуктивных скоростей в плоскостях $Z \neq 0$: 1 – направление вектора силы R_H

Рис. 2.4. Распределение индуктивных скоростей по оси $O_H Z_H$ (а) и скорости, индуцированные у несущего винта 2 (б)



емлемо для определения скоростей в точках, отдаленных от оси $O_H Z_H$, как это требуется в задачах по определению взаимовлияния.

Граница струи, проходящей через несущий винт, в плоскостях $\bar{z} < 1$ определяется

$$\bar{h}_{стр} \approx \cos \psi_{л} \sin i_{1H}$$

В плоскостях $|\bar{z}| < 1$ (см. рис. 2.3) внутри вихревой колонны индуктивные скорости имеют такое же направление, как у вектора R_H , а вне колонны они нормальны к ее оси. В плоскостях $|\bar{z}| > 1$ величина $h_{стр} = 0$, так что во всех точках, не лежащих на оси отходящей струи, скорости нормальны к ней. Составляющая скорости, параллельная оси $O_H Z_H$, принимается равной нулю.

После определения скорости в ряде точек на плоскости несущего элемента ее осредняют:

$$v_H^{кр} = \frac{1}{F} \int_0^{2\pi} \int_0^R v_H^{кр}(r, \psi) r dr d\psi_{л};$$

$$v_H^n = \frac{1}{S_{кр}} \int_{l_{кр}} v_H^n(l_{кр}) b_{кр}(l_{кр}) dl_{кр},$$

(2.24)

пересчитывают в связанные оси по формуле (2.22) и используют для учета взаимовлияния несущих элементов.

Скорости, определяющие взаимовлияние частей планера $\vec{v}_{кр}^{\phi}$, $\vec{v}_{ст}^{\phi}$, $\vec{v}_{ст}^{кр}$ (остальные скорости можно принять равными нулю), находят по результатам испытаний моделей в аэродинамической трубе, как описано в [5, 6].

Изложенный выше метод может быть использован для определения коэффициентов индукции κ_i^j для рассматриваемого вертолета, с помощью которых в варианте 1 очень быстро находят осредненные индуктивные скорости. Для этого на нескольких V_H , α_H вычисляют осредненные скорости v_j и v_i^j , находят $\kappa_i^j = v_i^j / v_j$ и затем зависимость $\kappa_i^j = f(V_H, \alpha_H)$.

Примеры расчета скоростей, индуцированных несущим винтом. На рис. 2.5 представлены результаты расчета индуцированных скоростей в плоскости вращения заднего винта у вертолета продольной схемы при полете со скольжением 30° на $V = 150$ км/ч, $c_T = 0,02$ (сплошные линии). Показаны также результаты расчетов по дисковой вихревой теории для винта с постоянной по площади нагрузкой [21] (пунктирные линии) и по лопастной вихревой теории (кривые с точками). Видно, что на половине площади заднего винта, находящейся за передним винтом ($\psi_H = 0 \dots 180^\circ$), индуцированные скорости направлены вниз, а на другой половине — вверх. Все расчетные методы дают близкие результаты, но в области, примыкающей к переднему винту ($\bar{r} = 0,85 \dots 1$; $\psi_H = 130 \dots 170^\circ$), в расчетах по лопастной теории

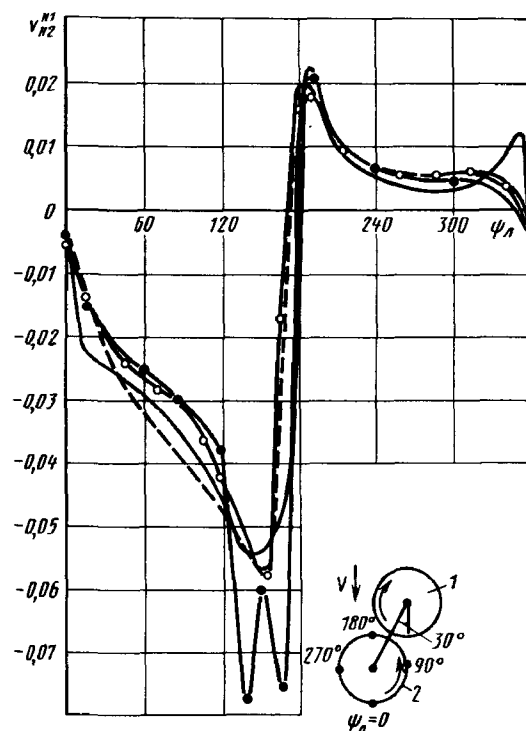
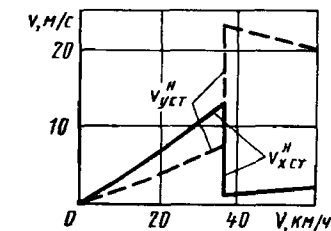


Рис. 2.5. Скорости, индуцированные передним винтом у заднего на $\bar{r} = 1$:

— приближенный метод;
--- по [21]; лопастная теория;
○ — левое скольжение;
● — правое скольжение

Рис. 2.6. Индуктивные скорости у стабилизатора одновинтового вертолета



получаются всплески индуцированных скоростей, которые должны учитываться при определении нагрузок на лопасти. Но эта область невелика, так что интегральные характеристики заднего винта оказываются практически одинаковыми при расчетах по всем рассмотренным методам.

Пример, относящийся к определению скорости у стабилизатора одновинтового вертолета при малых скоростях полета, показан на рис. 2.6. На скоростях полета до 35 км/ч стабилизатор находится за вихревой колонной несущего винта. Скорость $v_{уст}^H$ направлена вниз, а $v_{хст}^H$ — вперед, причем $v_{уст}^H < v_{хст}^H$. Скорость обтекания стабилизатора меньше скорости полета, $\alpha_{ст} < -90^\circ$, $M_{zст} \approx 0$. На скорости 35 км/ч стабилизатор попадает в вихревую колонну, составляющая $v_{уст}^H$ скачкообразно возрастает, а $v_{хст}^H$ — уменьшается, $M_{zст}$ — скачкообразно увеличивается. Из-за этого во время разгона летчик должен отклонить ручку управления вперед ($\Delta\delta_B \approx 0,3^\circ$), а во время торможения вертолет стремится опустить "нос", летчик должен отклонить ручку назад.

Приведенные примеры показывают, что рекомендуемый метод расчета, основанный на самых общих представлениях о распределении в пространстве скоростей, индуцируемых любым несущим элементом, пригоден для расчета взаимовлияния. Он не содержит операций интегрирова-

ния, поэтому расчеты выполняются на 1 ... 2 порядка быстрее, чем по [21], и на несколько порядков быстрее, чем по лопастной вихревой теории.

2.2.2. УЧЕТ ПЕРЕМЕННОСТИ ИНДУЦИРОВАННЫХ ОКОЛО НЕСУЩЕГО ВИНТА СКОРОСТЕЙ

Во многих случаях при определении взаимовлияния частей вертолета недостаточно ограничиваться учетом среднего угла скоса. Например, у вертолета поперечной схемы с перекрытием винтов или при полете со скольжением вертолета продольной схемы (рис. 2.4, б, 2.5) вызванная винтом 1 индуктивная скорость v_{H2}^{H1} распределяется по площади винта 2 очень неравномерно. Это не может не повлиять на силы и моменты винта, так что они должны быть уточнены. Поправки могут быть сделаны на основе линейной теории, причем они учитывают только первые гармоники v_{1c} , v_{1s} . Влияние высших гармоник на интегральные характеристики винтов меньше, чем первых. Приведем формулы для поправок:

$$\begin{aligned}\Delta t_H &= -\frac{a_\infty \mu}{2} \int_0^1 \bar{v}_{1s} d\bar{r}; \quad \Delta a_1 = 4 \int_0^1 \bar{v}_{1s} \bar{r}^2 d\bar{r}; \\ \Delta h_H &= t_H \Delta a_1 + \Delta t_H a_1; \quad \Delta b_1 = -4 \int_0^1 \bar{v}_{1c} \bar{r}^2 d\bar{r}; \\ \Delta m_{xH} &= \bar{S}_\Gamma \bar{l}_\Gamma \Delta b_1 / 2; \quad \Delta m_{zH} = S_\Gamma l_\Gamma \Delta a_1 / 2; \\ \Delta m_{KH} &= \Delta t_H \bar{V}_{yH} + \Delta h_H \bar{V}_{xH} + \Delta t_H t_H / 4 B^2 V_H,\end{aligned}\quad (2.25)$$

где t_H , a_1 , b_1 — коэффициенты изолированного несущего винта, найденные с учетом осредненного скоса потока.

2.2.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОЕКЦИЙ СИЛ НА СВЯЗАННЫЕ И СКОРОСТНЫЕ ОСИ

При решении задач динамики полета и при аэродинамическом расчете требуется определить проекции сил и моментов в связанной и нередко в скоростной системах координат. Для несущего винта в связанной системе необходимые формулы получены выше (разд. 1.5.4, 2.1). В скоростной системе

$$X_{aH} = -T \sin \alpha + H \cos \alpha \quad Y_{aH} = T \cos \alpha + H \sin \alpha \approx T \cos \alpha.$$

Теперь выведем формулы для крыла (стабилизатора, фюзеляжа). Вывод относится к малым углам скольжения β , когда скорости и углы атаки в связанных и полусвязанных осях близки по величине; поэтому формулы применимы к большим скоростям полета, при которых β малы, и

к малым скоростям, если $|\beta| < 30^\circ$. На рис. 2.7 показаны скорости обтекания вертолета V , крыла $V_{кр}$ и проекции подъемной силы крыла в разных системах координат: местной скоростной ($Y_{a*кр}$), скоростной ($Y_{акр}$) и связанной ($Y_{кр}$). Видно, что угол атаки крыла

$$\alpha_{кр} = \epsilon_{кр} - i_{кр}, \quad (2.26)$$

где угол между вектором скорости около крыла и связанной осью вертолета OX

$$i_{кр} = \arctg(V_{укр}/V_{хкр}) = \arctg\{[V_y + v_{укр}^* - \omega_z(x_{кр} + x_T)]/[V_x - v_{хкр}^* + \omega_z(y_{кр} - y_T)]\}. \quad (2.27)$$

Зная $\alpha_{кр}$ и определив по характеристикам изолированного крыла коэффициенты $c_{уакр}$, $c_{хакр}$, $m_{zкр}$, найдем проекции сил на связанные оси вертолета и продольный момент крыла:

$$\begin{aligned}Y_{кр} &= Y_{a*кр} \cos i_{кр} - X_{a*кр} \sin i_{кр} = \\ &= \rho S_{кр}(c_{уакр} V_{хкр} - c_{хакр} V_{укр}) \sqrt{V_{хкр}^2 + V_{укр}^2} / 2; \\ X_{кр} &= \rho S_{кр}(c_{хакр} V_{хкр} + c_{уакр} V_{укр}) \sqrt{V_{хкр}^2 + V_{укр}^2} / 2; \\ M_{zкр} &= \rho S_{кр} b_{кр} m_{zкр} (V_{хкр}^2 + V_{укр}^2) - \\ &- Y_{кр}(x_T + x_{кр} + \Delta x_{кр}) + X_{кр}(y_T - y_{кр}),\end{aligned}\quad (2.28)$$

где $m_{zкр}$ — коэффициент момента крыла относительно средней точки крыла $b_{кр}/2$. Объяснение относительно роли слагаемого $\Delta x_{кр}$ и соображения по выбору характерной точки фюзеляжа (x_ϕ , y_ϕ) имеются в работе [6]. Отметим, что в разд. 2.4 показано, что определение $c_{уакр}$, $c_{хакр}$, $m_{zкр}$ возможно без вычисления $\alpha_{кр}$; при этом расчет упрощается.

При больших скоростях ($\bar{V} > 0,15 \dots 0,2$), когда $V_{хкр} \approx V_{кр} \approx V$; $V_{хкр} \gg V_{укр}$; $v_{укр} \approx v_{кр}$, эти формулы обращаются в общеизвестные:

$$\begin{aligned}V_{укр} &= V_y + \sum_{kв} v_{кр}^{Hк} + v_{кр}^{ст} + v_{кр}^\phi - \omega_z(x_T + x_{кр}); \\ i_{кр} &= V_y/V + (\sum_{kв} v_{кр}^{Hк} + v_{кр}^{ст} + v_{кр}^\phi)/V - \\ &- \omega_z(x_T + x_{кр})/V = -\alpha + \Delta\alpha_{кр} - \omega_z(x_T + x_{кр})/V;\end{aligned}\quad (2.28')$$

$$\alpha_{кр} = \epsilon_{кр} + \alpha - \Delta\alpha_{кр} + \omega_z(x_T + x_{кр})/V;$$

$$Y_{кр} = \rho S_{кр} c_{уакр} V^2 / 2;$$

$$X_{кр} = \rho S_{кр} (c_{хакр} + c_{уакр} i_{кр}) V^2 / 2.$$

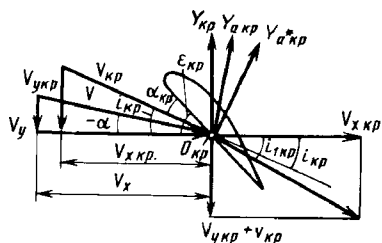


Рис. 2.7. Определение подъемной силы крыла в разных системах координат

Проекция сил крыла на скоростные оси вертолета

$$\begin{aligned} X_{aкр} &= -X_{a*кр} \cos(i_{кр} + \alpha) - Y_{a*кр} \sin(i_{кр} + \alpha); \\ Y_{aкр} &= -X_{a*кр} \sin(i_{кр} + \alpha) + Y_{a*кр} \cos(i_{кр} + \alpha). \end{aligned} \quad (2.29)$$

На больших скоростях полета $i_{кр} + \alpha = \Delta\alpha_{кр} - \omega_z(x_T + x_{кр})/V$. Аналогично при замене индексов находят проекции сил стабилизатора, фюзеляжа.

Для анализа устойчивости движения вертолета используются, как правило, линеаризованные уравнения. Приведем их в безразмерном виде:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\bar{V}} &= t_{xa}^{\alpha} \Delta \bar{V} + (t_{xa}^{\alpha} - t_{ya0}) \Delta \alpha + t_{xa}^{\omega_n} \Delta \bar{\omega}_n - \\ &- t_{ya0} \Delta \vartheta + t_{xa}^{\omega_z} \bar{\omega}_z / \bar{m}; \\ \Delta \dot{\alpha} \bar{V}_0 &= -t_{ya}^{\bar{V}} \Delta \bar{V} - (t_{ya}^{\alpha} - t_{ya0} \operatorname{tg} \theta_0) \Delta \alpha + t_{ya}^{\omega_n} \Delta \bar{\omega}_n - \\ &- t_{ya0} \operatorname{tg} \theta_0 \Delta \vartheta + \bar{V}_0 \bar{\omega}_z; \\ \dot{\bar{\omega}}_z \bar{r}_z^2 / \bar{m} &= m_z^{\bar{V}} \Delta \bar{V} + m_z^{\alpha} \Delta \alpha + m_z^{\omega_n} \Delta \bar{\omega}_n + m_z^{\omega_z} \bar{\omega}_z / \bar{m}; \\ \dot{\bar{\omega}}_n \bar{r}_\omega^2 &= -m_{\kappa n}^{\bar{V}} \Delta \bar{V} - m_{\kappa n}^{\alpha} \Delta \alpha - (m_{\kappa n}^{\omega_n} - \\ &- m_{\kappa дв}^{\omega_n}) \Delta \bar{\omega}_n - m_{\kappa n}^{\omega_z} \bar{\omega}_z. \end{aligned}$$

Здесь безразмерные масса, время и радиусы инерции равны:

$$\bar{m} = 2m/k_B \rho \sigma FR; \quad \bar{t} = t \omega_n / \bar{m}; \quad \bar{r}_z^2 = I_z / m R^2; \quad \bar{r}_\omega^2 = I_\omega / m R^2.$$

Правые части уравнений движения — это линеаризованные выражения сил и моментов вертолета в скоростной системе координат. Индексом 0 отмечены величины t_{ya} , $\bar{V}$, θ на исходном установившемся режиме полета, около которого линеаризованы уравнения движения.

2.3. АППРОКСИМАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ

Моделирование функций многих переменных (см. разд. 1.1.2 и 1.1.3) связано с рядом трудностей. На аналоговых вычислительных машинах они вызваны тем, что функциональные преобразователи двух и более переменных получили сравнительно малое развитие из-за их сложности. На аналого-цифровых комплексах значения функции могут быть введены в ЦВМ в табличном виде. Однако выборка их и получение произвольных значений функции методами интерполяции требует значительных затрат времени, что ограничивает объем решаемой задачи в реальном времени. Изложенная ниже математическая модель рассчитана на ЦВМ с относительно небольшими возможностями по быстродействию и объему памяти. Она также может быть применена на АВМ.

В литературе можно найти методы разложения функций многих переменных на комбинации функций одной переменной. Однако они сложны и требуют значительной подготовительной работы. Рассмотрим методу аппроксимации функций многих переменных, основанную на использовании не общих, а частных методов, более рациональных для функций такого вида, какими являются зависимости аэродинамических коэффициентов сил и моментов несущего винта от угла атаки. Сведения об особенностях этих характеристик, на основе которых выбраны аппроксимационные формулы, приведены в разд. 1.3, 1.4. Из них следует, что при $\bar{V}_{хн} = \text{const}$, например, кривые T , H' , a'_1 , $N_{\text{проф}}^*$ в зависимости от α'_n (V'_{yn}) могут быть в основном аппроксимированы двумя — тремя прямолинейными отрезками. Характерные точки и наклоны отрезков выражены аналитически в зависимости от угла установки лопастей несущего винта δ'_0 и угловых скоростей несущего винта ω_{zn} и $\omega_{хн}$. Переход с одного отрезка кривых на другой может быть описан логическими выражениями. Для этого используем операции непрерывной логики: обобщенную дизъюнкцию $x \vee y = \max(x, y)$ и обобщенную конъюнкцию $x \wedge y = \min(x, y)$, обозначающие соответственно выбор более и менее истинного высказывания. Как видно из поясняющего рис. 2.8, первая операция — это выбор большей из двух величин, а вторая — меньшей. Отметим, что в формулах, где логические операции сочетаются с алгебраическими, в первую очередь выполняются операции умножения и деления, затем логические операции и в последнюю очередь — сложения и вычитания.

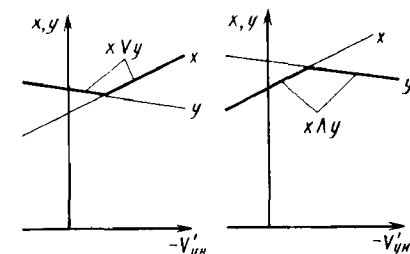


Рис. 2.8. Выбор истинных значений при операции обобщенной конъюнкции и дизъюнкции

Таким образом, аэродинамические характеристики несущего винта в зависимости от δ'_0 , V'_{yH} , ω_{zH} , ω_{xH} описываются логико-аналитическими формулами, коэффициенты которых зависят только от одной переменной V_{xH} , и поэтому могут легко воспроизводиться на вычислительных машинах.

2.3.1. МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, МАХОВОГО ДВИЖЕНИЯ И МОЩНОСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Тяга несущего винта T . Аппроксимационная формула для T имеет вид (см. рис. 2.9):

$$T = T_L - \bar{t}_{cp} [0 \vee (T_L - T_{cp})], \quad (2.30)$$

где T_L — тяга на линейном, досрывном участке кривой (прямая ab на рис. 2.9); T_{cp} — значение тяги, при котором начинается второй (срывной) участок кривой (прямая cd); $\bar{t}_{cp}$ — коэффициент, характеризующий наклон участка cd ($\bar{t}_{cp} < 1$, если на засрывном участке T возрастает; $\bar{t}_{cp} > 1$, если уменьшается). Из формулы следует, что при $T_L < T_{cp}$ $T = T_L$, а при $T_L > T_{cp}$ $T = T_L - \bar{t}_{cp}(T_L - T_{cp})$.

На досрывном участке $T_L = T_a - T^V y V_{yH}$, где $T_a = T^* - T^{\delta_0}(\delta'_0 - \delta_0)$. Индексом (*) обозначены постоянные в формулах, определяемые при максимальном угле установки лопастей несущего винта.

Как видно из рис. 2.9, наклоны линейных участков кривых не зависят от δ'_0 и ω_{zH} , поэтому $T^V y = \text{const}$ для данной скорости.

На линейном участке тяга не зависит от угловой скорости ω_{zH} и, следовательно, T_a не зависит от ω_{zH} .

Величина T_{cp} (на рисунке показана отрезками: 1 — T_{cp} при $\omega_{zH} = 0$; 2 — добавка при $\omega_{zH} > 0$) определяется по формуле

$$T_{cp} = T_{cp}^* - T_{cp}^{\delta_0}(\delta'_0 - \delta_0) + T_{cp}^{\omega_z} \omega_{zH}.$$

Наклон кривых тяги на засрывных участках не зависит от угла установки лопастей δ'_0 и угловой скорости ω_{zH} , поэтому на фиксированных скоростях полета $\bar{t}_{cp} = \text{const}$.

Коэффициенты $T_{cp}^{\delta_0}$ и $T_{cp}^{\omega_z}$ для всех скоростей полета постоянны, а коэффициенты T^{δ_0} и T_{cp}^* в зависимости от скорости несущего винта могут быть представлены в виде $T^{\delta_0} = T_0^{\delta_0} - T^{\delta_0} V_x V_{xH}$; $T_{cp}^* = T_{cp,0}^* - (T_{cp}^*)^{V_x} V_{xH}$. Коэффициенты T^* , $T^V y$, $\bar{t}_{cp}$ должны нелинейно моделироваться по скорости полета, так как их линеаризация привела бы к заметному уменьшению точности.

Отметим, что на скоростях $V_{xH} = 0 \dots 0,12$ в моделируемых диапа-

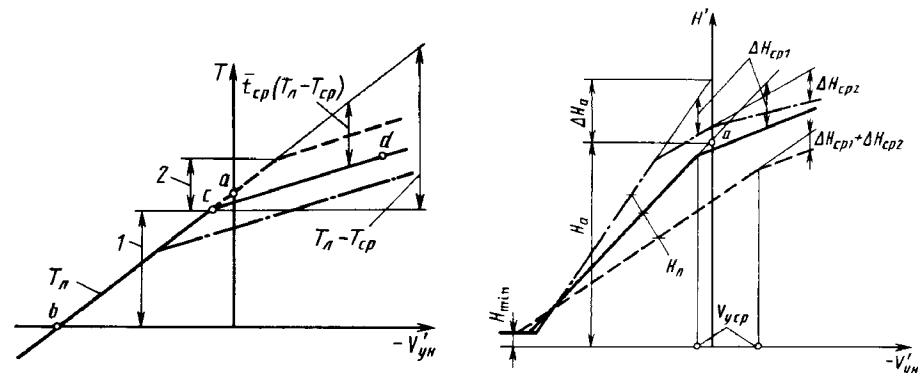


Рис. 2.9. Аппроксимация тяги несущего винта:

$V_{xH} = \text{const}$, $\delta'_0 = \text{const}$; — $\omega_{zH} = 0$; - - - $\omega_{zH} > 0$; - · - · - $\omega_{zH} < 0$

Рис. 2.10. Аппроксимация продольной силы несущего винта:

— $\omega_{zH} = 0$; - - - $\omega_{zH} > 0$; - · - · - $\omega_{zH} < 0$

зонах δ'_0 и α'_H нет срывных режимов, и принятые значения T_{cp}^* , $T_{cp}^{\omega_z}$, $\bar{t}_{cp}$, $T_{cp}^{\delta_0}$ являются фиктивными. Они также, как и коэффициенты других аппроксимационных формул, приведенных ниже, на $V_{xH} = 0 \dots 0,12$ выбраны из условия упрощения зависимости этих коэффициентов от скорости полета V_{xH} .

Продольная сила несущего винта H' . Аппроксимационная формула для моделирования H' имеет вид

$$H' = \{H_L - 0 \vee \bar{h}_{cp} \delta'_0 (V_{ycp} - V'_{yH}) - h_{cp} \omega_{zH} [0 \vee (0 \wedge V_{ycp} - V'_{yH})]\} \vee H_{min}, \quad (2.31)$$

где H_L — сила H' на линейном участке кривых, $\bar{h}_{cp}$, h_{cp} — коэффициенты, характеризующие наклон кривых H' на засрывном участке; V_{ycp} — значение скорости V'_{yH} , при котором начинается засрывной участок кривых.

Из (2.31) видно, что при $V'_{yH} > V_{ycp}$ $H' = H_L$.

$$H_L = H_a - H^V y V'_{yH}, \quad (2.32)$$

где H_a — значение H' при $V'_{yH} = 0$ (см. рис. 2.10, точка a), $H^V y$ — коэффициент наклона прямых H_L .

При $\omega_{zH} = 0$

$$H_a = H_0 + H_1^{\delta_0} \delta'_0 + H_2^{\delta_0} (\delta'_0)^2. \quad (2.33)$$

В зависимости от угловой скорости ω_{zn} функция в точке a получает приращение

$$\Delta H_a = (-H_0^{\omega z} - H^{\omega z \delta_0} \delta'_0) \omega_{zn}. \quad (2.34)$$

В (2.34) коэффициент $H_0^{\omega z}$ определяется при $\delta'_0 = 0$, а коэффициент $H^{\omega z \delta_0}$ характеризует изменение ΔH_a в зависимости от угла установки лопастей.

Коэффициент наклона кривых H^{Vy} в зависимости от δ'_0 и ω_{zn} можно представить в следующем виде:

$$H^{Vy} = -H_0^{Vy} + H^{Vy \omega z} \omega_{zn} - H^{Vy \delta_0} \delta'_0. \quad (2.35)$$

В формуле (2.35) первые два члена определяют наклон кривых при $\delta'_{0 \min}$, а третий — при $\delta'_0 > \delta'_{0 \min}$. Отметим, что для разных значений δ'_0 изменение наклона кривых в зависимости от ω_{zn} одно и то же.

После подстановки (2.33), (2.34), (2.35) в (2.32) получим следующее выражение для $H_{\text{л}}$:

$$H_{\text{л}} = H_0 + (H_1^{\delta_0} + H_2^{\delta_0} \delta'_0 - H^{\omega z \delta_0} \omega_{zn} - H^{Vy \delta_0} V'_{yn}) \delta'_0 - H^{Vy} V_{yn} - H_0^{\omega z} \omega_{zn} + H^{\omega z Vy} V_{yn} \omega_{zn}. \quad (2.36)$$

Выражение (2.36) написано в удобном для моделирования виде, так как содержит только две операции перемножения функций.

Переход кривых H' (см. рис. 2.10) с линейного на срывной участок осуществляется в зависимости от значения угла атаки, т. е. от V'_{yn} . Критическое значение скорости, обозначенное V_{ycp} , определяется формулой

$$V_{ycp} = V_{ycp}^* - V_{ycp}^{\delta_0} (\delta_0^* - \delta'_0) - V_{ycp}^{\omega z} \omega_{zn}. \quad (2.37)$$

Значение V_{ycp}^* определяется из графиков при $\omega_{zn} = 0$ и $\delta'_0 = \delta'_{0 \max}$. Из (2.37) видно, что засрывной участок кривых H' при увеличении δ'_0 , а также при $\omega_{zn} < 0$ начинается при меньших углах атаки. Значение продольной силы на срывном участке согласно (2.37) определяется следующим образом:

$$H' = H_{\text{л}} - \bar{h}_{cp} \delta'_0 (V_{ycp} - V'_{yn}) - h_{cp} \omega_{zn} (0 \wedge V_{ycp} - V'_{yn}). \quad (2.38)$$

На рис. 2.10 второе слагаемое этого выражения показано отрезком ΔH_{cp1} ; третье — ΔH_{cp2} . Из (2.37) и (2.38) следует, что наклон кривых при $\omega_{zn} = 0$ зависит от угла установки лопастей и с его увеличением

возрастает; при $\omega_{zn} \neq 0$ необходимо рассматривать два участка $V_{ycp} \geq 0$ и $V_{ycp} < 0$. В первом случае H' определяется как

$$H' = H_{\text{л}} - \bar{h}_{cp} \delta'_0 (V_{ycp} - V'_{yn}),$$

т. е. наклон кривых не зависит от ω_{zn} . Во втором случае H' определяется как

$$H' = H_{\text{л}} - \bar{h}_{cp} \delta'_0 (V_{ycp} - V'_{yn}) - h \omega_{zn} (V_{ycp} - V'_{yn}),$$

т. е. при $\omega_{zn} > 0$ наклон кривых уменьшается, а при $\omega_{zn} < 0$ — увеличивается.

Согласно выражению (2.31) $H' \geq H_{\min}$, где $H_{\min}$ — величина продольной силы при очень малых положительных и отрицательных тягах несущего винта. При $V_{xn} = \text{const}$ она принимается постоянной величиной, не зависящей от δ'_0 , V'_{yn} , ω_{zn} .

Другой метод моделирования продольной силы несущего винта состоит в моделировании ΔH , а H' определяется по формуле

$$H' = Ta'_1 + \Delta H, \quad (2.39)$$

где ΔH — поправка к упрощенному определению продольной силы ($H' \approx Ta'_1$), причем она также учитывает ошибки аппроксимации T и a'_1 . Аппроксимационная формула для ΔH имеет вид (рис. 2.11)

$$\Delta H = (\Delta_{\text{л}0} + \Delta_{\text{л}}^{\delta_0} \delta'_0 - \Delta_{\text{л}}^{Vy} V'_{yn} + \Delta_{\text{л}}^{\delta_0 \omega z} \delta'_0 \omega_{zn}) \vee (\Delta_{\text{ср}0} + \Delta_{\text{ср}}^{\delta_0} \delta'_0 - \Delta_{\text{ср}}^{Vy} V'_{yn} + \Delta_{\text{ср}}^{\omega z} \omega_{zn}). \quad (2.40)$$

В ней коэффициенты $\Delta_{\text{л}}^{\omega z \delta_0}$ и $\Delta_{\text{ср}}^{\omega z}$ требуют пояснений. Это связано с относительно сложной зависимостью ΔH от ω_{zn} . В линейной области изменения характеристик формула приближенно отражает возрастающее с увеличением угла установки лопастей δ'_0 влияние ω_{zn} на ΔH . В срывной области коэффициент $\Delta_{\text{ср}}^{\omega z}$ осреднен по ω_{zn} несмотря на разный прирост значений ΔH в зависимости от знака величины угловой скорости.

Метод моделирования по формулам (2.39), (2.40) проще, чем по (2.31), но он менее точен при угловых скоростях вертолета, отличных от нуля. Тем не менее в математических моделях, предназначенных для решения многих задач динамики полета, в таком виде он может быть использован.

Боковая сила несущего винта S' . Графики зависимости S' от V'_{yn} , δ'_0 и ω_{zn} при величине коэффициента компенсатора взмаха k , равном нулю, проще для аппроксимации, чем аналогичные зависимости

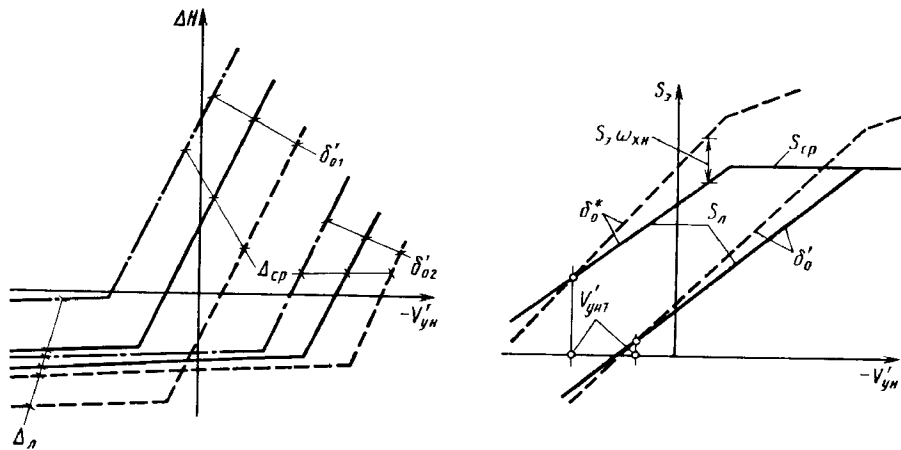


Рис. 2.11. Аппроксимация поправки ΔH при моделировании продольной силы несущего винта:

$\bar{V}_{xH} = \text{const}$, $\delta'_{01} > \delta'_{02}$; — $\omega_{ZH} = 0$; - - $\omega_{ZH} > 0$; - · - $\omega_{ZH} < 0$

Рис. 2.12. Аппроксимация боковой силы несущего винта:

$\bar{V}_{xH} = \text{const}$; — $\omega_{xH} = 0$; - - - $\omega_{xH} < 0$

при $\kappa \neq 0$. Поэтому боковую силу целесообразно определять по формуле

$$S' = S_3 - \kappa (a'_1 T)_{\text{аппр}}, \quad (2.41)$$

где S_3 — боковая сила эквивалентного винта, скорректированная для учета ошибок аппроксимации произведения $a'_1 T$.

Аппроксимационная формула для S_3 (рис. 2.12) имеет вид

$$S_3 = S_{\text{л}} \wedge S_{\text{ср}} - S_3^{\omega_{xH}} V_{yH} (V'_{yH1} - V'_{yH}) \omega_{xH}. \quad (2.42)$$

Здесь $S_{\text{л}}$ и $S_{\text{ср}}$ — составляющие силы S_3 соответственно на линейном и срывном участках характеристик при $\omega_{xH} = 0$. Второе слагаемое в формуле описывает влияние ω_{xH} на S_3 . В него входит V'_{yH} . При некоторых значениях V'_{yH} , равных V'_{yH1} , кривые S_3 , соответствующие разным ω_{xH} , пересекаются. В этих точках $S_3(\omega_{xH}) = 0$. Величина V'_{yH1} на фиксированных скоростях полета зависит только от угла установки лопастей δ'_0 :

$$V'_{yH1} = (V'_{yH1})_0 - (V'_{yH1})^{\delta'_0} (\delta'_0 - \delta'_0).$$

Таким образом, сила S_3 на линейном участке характеристик находится из выражения

$$S_3 = S_{\text{л}0} + S_{\text{л}}^{\delta'_0} \delta'_0 - S_{\text{л}}^{V_{yH}} V'_{yH} - S_3^{\omega_{xH}} V_{yH} (V'_{yH1} - V'_{yH}) \omega_{xH},$$

а на срывном участке из выражения

$$S_3 = S_{\text{ср}0} - S^{\omega_{xH}} V_{yH} (V'_{yH1} - V'_{yH}) \omega_{xH}.$$

В последнем выражении для упрощения математической модели принято, что $S_{\text{ср}}$ не зависит от δ'_0 и V'_{yH} . Это допустимо, так как при малых значениях этих параметров их влияние незначительно, а при больших, т. е. при глубоком входе в область срыва на винте, $S' \gg S_3$.

Коэффициент махового движения a_0 . Как показано в разд. 1.3.3, a_0 определяется в основном величиной коэффициента тяги винта t . Это упрощает его моделирование.

Так,

$$a_0 = [a_0^t \text{ср} + a_0^{\delta'_0 t} (\delta'_0 - \delta'_{0\text{ср}})] t \rho / \rho', \quad (2.43)$$

где коэффициент $a_0^t \text{ср}$ характеризует эту зависимость при среднем значении угла установки лопастей $\delta'_{0\text{ср}}$; коэффициент $a_0^{\delta'_0 t}$ учитывает влияние δ'_0 . Отметим, что это влияние при изменении угла установки лопастей δ'_0 от среднего до одного из крайних положений составляет 10 ... 15 % величины $a_0^t \text{ср}$.

Коэффициент махового движения a'_1 . Аппроксимационную формулу для a'_1 на фиксированных скоростях полета можно представить в виде

$$a'_1 = a_{1\text{л}} + \bar{a}_{1\text{ср}} [0 V (a_{1\text{л}} - a_{1\text{ср}})] - a_{1\text{ср}} [0 V (a_{1\text{л}} - a_{1\text{ср}})]^2, \quad (2.44)$$

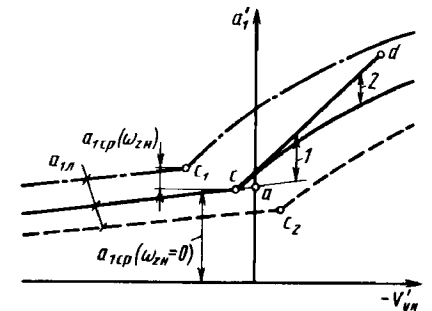
где $a_{1\text{л}}$ — линейная аппроксимация a'_1 (рис. 2.13); $a_{1\text{ср}}$ — значение a'_1 , при котором начинается срывной участок зависимости (точка с); $\bar{a}_{1\text{ср}}$ — коэффициент, характеризующий наклон прямой cd срывного участка функции относительно ее линейной аппроксимации; $a_{1\text{ср}}$ — коэффициент, учитывающий отклонение зависимости от прямой cd . Роль второго и третьего слагаемых в выражении (2.44) поясняется на рис. 2.13 соответственно отрезками 1 и 2.

На линейном участке $a_{1\text{л}}$ зависит от δ'_0 , V'_{yH} и ω_{ZH} следующим образом

$$a_{1\text{л}} = a_{10} + a_1^{\delta'_0} \delta'_0 - a_1^{\omega_{ZH}} \omega_{ZH} - a_1^{V_{yH}} V'_{yH}. \quad (2.45)$$

Рис. 2.13. Аппроксимация коэффициента махового движения a'_1 :

$\bar{V}_{xH} = \text{const}$; $\delta'_0 = \text{const}$; — $\omega_{ZH} = 0$; - - - $\omega_{ZH} > 0$; - · - $\omega_{ZH} < 0$



В этом выражении первое слагаемое — значение функции a_1 в точке a (рис. 2.13) при угле установки лопастей несущего винта $\delta'_0 = 0$. Отметим, что $a_{1л}$ линейно зависит от δ'_0 и угловой скорости ω_{zn} . Наклон прямых и, следовательно, коэффициент $a_{1у}^{Vу}$ не зависят от δ'_0 и ω_{zn} .

Величина $a_{1ср}$ (точки c , c_1 и c_2) определяется в основном двумя составляющими (см. рис. 2.13): при $\omega_{zn} = 0$ и при $\omega_{zn} > 0$, и находится как

$$a_{1ср} = (a_{1ср})_0 + a_{1ср}^{\delta'_0} \delta'_0 - a_{1ср}^{\omega_{zn}} \omega_{zn}.$$

Коэффициенты формул $a_1^{\omega_z}$ и $a_{1ср}^{\omega_z}$ незначительно зависят от скорости полета, поэтому при моделировании можно принять $a_1^{\omega_z}$ и $a_{1ср}^{\omega_z} = \text{const}$. Коэффициенты a_{10} , $a_{10}^{\delta'_0}$, $a_{1ср}^{\delta'_0}$ имеют линейный, а коэффициенты $\bar{a}_{1ср}$, $a_{1ср}$, $(a_{1ср})_0$ — нелинейный характер изменения по скорости полета.

Другой метод моделирования коэффициента махового движения a'_1 состоит в аппроксимации кривых по $a'_1(V'_{yn})$ тремя прямолинейными отрезками. На каждом из участков функция описывается формулой, по структуре аналогичной формуле (2.45), т. е. состоящей из четырех слагаемых. Коэффициент a'_1 находится из выражения

$$a'_1 = a_{1л} \wedge (a_{1ср1} \vee a_{1ср2}). \quad (2.46)$$

Этот метод, не уступая по точности аппроксимации по формуле (2.44), менее трудоемок для описания функции в срывной области характеристик. Однако его применение требует моделирования большего числа коэффициентов, зависящих от скорости полета.

Коэффициент махового движения b'_1 . При моделировании коэффициент b'_1 так же, как и боковую силу S' , целесообразно выразить через эквивалентное значение $b_{1з}$:

$$b'_1 = b_{1з} - \kappa a'_1. \quad (2.47)$$

Аппроксимационная формула для $b_{1з}$ имеет вид

$$b_{1з} = b_{1л} \wedge b_{1ср} + b_{1з}^{\omega_{zn}} \omega_{zn}. \quad (2.48)$$

Первая составляющая формулы описывает $b_{1з}$ на линейном участке кривых при $\omega_{zn} = 0$:

$$b_{1л} = b_{1л}^{\delta'_0} \delta'_0 - b_{1л}^{Vу} V'_{yn} - b_{1л}^{\omega_{xn}} \omega_{xn}. \quad (2.49)$$

В ней принято, что из-за малости при $\delta_0 = V'_{yn} = \omega_{xn} = 0$ — $b_{1з} = b_{1л} = 0$.

Вторую составляющую для всех значений угла установки лопастей δ_0 можно представить в следующем виде:

$$b_{1ср} = (b_{1ср})_0 + b_{1ср}^{\delta'_0} \delta'_0 - b_{1ср}^{Vу} V'_{yn} - b_{1ср}^{\omega_{xn}} \omega_{xn}. \quad (2.50)$$

Входящие в выражения (2.49) и (2.50) коэффициенты $b_{1л}^{\omega_z}$ и $b_{1ср}^{\omega_x}$ незначительно зависят от скорости полета, и поэтому могут быть приняты постоянными. Коэффициенты $(b_{1ср})_0$ и $b_{1ср}^{Vу}$ можно выразить через скорость полета, например $b_{1ср}^{Vу} = (b_{1ср}^{Vу})_0 + b_{1ср}^{Vу} V_x V_{xn}$. Влияние ω_{zn} учитывается одним коэффициентом $b_{1з}^{\omega_z}$ на линейном и срывном участках характеристик.

Моделирование мощности несущего винта. Как отмечалось ранее, мощность несущего винта N^* имеет сложный характер изменения в зависимости от кинематических параметров, что затрудняет ее описание достаточно простой аппроксимационной формулой. Поэтому для моделирования воспользуемся формулой (1.103), в которой пренебрежем последними двумя слагаемыми. Для полета вертолета со скольжением $\beta_n \neq 0$, выразив скорости несущего винта через соответствующие составляющие по осям связанной системы координат, получим:

$$N^* = N_{\text{проф}}^* + T(V'_{yn} + v) - H'(V_x \cos \beta_n + V_z \sin \beta_n). \quad (2.51)$$

Для определения мощности несущего винта по этой формуле необходимо знать тягу T , продольную силу H' , среднюю индуктивную скорость v и профильную мощность $N_{\text{проф}}^*$. Тем не менее ее использование существенно упрощает математическую модель, так как входящие в (2.51) параметры T , H' и v все равно должны определяться при моделировании динамики полета, а зависимости $N_{\text{проф}}^*$ проще для описания аппроксимационными формулами, чем N^* .

Определение мощности несущего винта по (2.51) имеет особенность, связанную со сложностью моделирования на малых скоростях полета средней индуктивной скорости несущего винта. Для компенсации ошибки, вносимой в расчет N^* из-за неточного определения v (например, в случае моделирования v по наиболее простой аппроксимационной формуле, поясняемой на рис. 2.14, $\tilde{v}_{\text{аппр}} = 1 \wedge 1/\tilde{V}_n$), в математическую модель вводится поправка. Для повышения точности моделирования целесообразно ее суммировать с $N_{\text{проф}}^*$ (полученную величину обозначим $N_{\text{проф.м}}^*$). Из равенства

$$N_{\text{пр}}^* + Tv = N_{\text{проф.м}}^* + Tv_{\text{аппр}}$$

следует, что

$$N_{\text{проф.м}}^* = N_{\text{проф}}^* + (v - v_{\text{аппр}}).$$

На практике, так как обычно известны расчетные значения мощности, N^* , $N_{\text{проф.м}}^*$ можно найти из формулы (2.51). Например, при $V_x = V_z = 0$

$$N_{\text{проф.м}}^* = N^* - T(V'_{yn} + v_{\text{аппр}}).$$

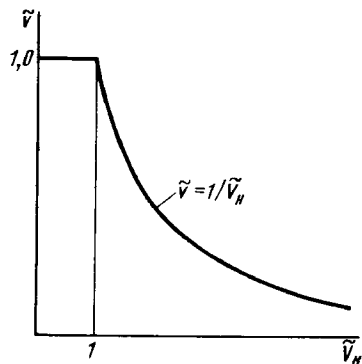
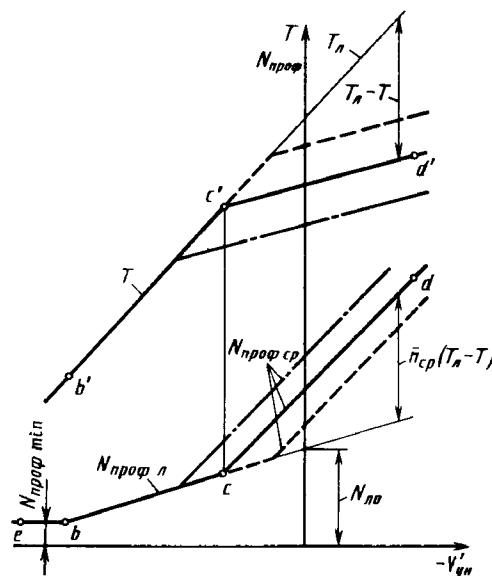


Рис. 2.14. Аппроксимация средней индуктивной скорости несущего винта

Рис. 2.15. Аппроксимация профильной мощности несущего винта: $\tilde{V}_{хн} = \text{const}$, $\delta'_0 = \text{const}$; — ω_{zn} ; - - - $\omega_{zn} > 0$; ····· $\omega_{zn} < 0$



Значения v и $v_{\text{аппр}}$ отличаются только при малых скоростях, поэтому $N_{\text{проф.л}}^*$ определяется при $\tilde{V}_{хн} > 0,1$. При больших скоростях $N_{\text{проф.л}}^* = N_{\text{проф}}^*$. Наклон кривых $N_{\text{проф.л}}^*$ по $\tilde{V}'_{yn}$ зависит от δ'_0 . Эта особенность характеристик в приведенной ниже формуле (2.53) учитывается слагаемым $N_{\text{л}}^{V_y \delta'_0} V'_{yn} \delta'_0$. При $\tilde{V}_{хн} > 0,1$ $N_{\text{л}}^{V_y \delta'_0} = 0$.

Моделирование профильной мощности может быть выполнено по аппроксимационной формуле:

$$N_{\text{проф}}^* = [N_{\text{проф.л}} + \bar{n}_{\text{ср}}(T_{\text{л}} - T) \vee 0] \vee N_{\text{проф.л. min}}. \quad (2.52)$$

Построение аппроксимационной формулы, а также входящие в нее составляющие поясняются рис. 2.15. В линейной области изменения тяги несущего винта (отрезок bc) профильная мощность описывается выражением

$$N_{\text{проф.л}} = N_{\text{ло}} + N_{\text{л1}}^{\delta'_0} \Delta \delta'_{01} + N_{\text{л2}}^{\delta'_0} \Delta \delta'_{02} - N_{\text{л}}^{V_y} V'_{yn} - N_{\text{л}}^{V_y \delta'_0} V'_{yn} \delta'_0, \quad (2.53)$$

где $N_{\text{ло}}$ — профильная мощность на линейном участке кривых при $V'_{yn} = 0$ и среднем значении угла установки лопастей $\delta'_{0\text{ср}}$ (обычно, принимается $\delta'_{0\text{ср}} = 7 \dots 9^\circ$); $\delta'_{01} = (\delta'_0 - \delta'_{0\text{ср}}) \vee 0$; $\delta'_{02} = (\delta'_0 - \delta'_{0\text{ср}}) \wedge 0$.

В области срыва потока на лопастях несущего винта (отрезок cd)

$$N_{\text{проф}}^* = N_{\text{проф.л}} + \bar{n}_{\text{ср}}(T_{\text{л}} - T), \quad (2.54)$$

где $T_{\text{л}} - T$ — разница между линейризованным значением тяги несущего винта и ее фактическим значением (очевидно, что на досривных участках кривых $T_{\text{л}} - T = 0$); $\bar{n}_{\text{ср}}$ — коэффициент, характеризующий рост профильной мощности при срыве потока на лопастях несущего винта, определяемый как $(N_{\text{проф}} - N_{\text{проф.л}})/(T - T_{\text{л}})$. Отметим, что в формулах (2.52) ... (2.54) влияние угловой скорости вертолета на $N_{\text{проф}}^*$ проявляется в слагаемом, содержащем T . При малых положительных и при отрицательных тягах несущего винта $N_{\text{проф}}^*$ принимается постоянной величиной, равной $N_{\text{проф.л. min}}$, не зависящей от δ'_0 и V'_{yn} (отрезок be).

Выше указывалось, что для математического моделирования движения вертолета принимаются аэродинамические характеристики несущего винта, вычисленные при среднем значении числа Маха $M_{0\text{ср}}$. При $M_0 \neq M_{0\text{ср}}$ в математическую модель вводится поправка $\Delta m_{\text{сж}}$, учитывающая влияние сжимаемости воздуха на мощность несущего винта:

$$N = N^* + \Delta m_{\text{сж}} 0,5 \rho \sigma F (\omega_{\text{н}} R)^3. \quad (2.55)$$

Поправку $\Delta m_{\text{сж}}$ определяют как разность между коэффициентами крутящего момента, полученными при $M_0 \neq M_{0\text{ср}}$ и $M_0 = M_{0\text{ср}}$. Анализ зависимостей $\Delta m_{\text{сж}}$ от $\Delta M_0 = M_0 - M_{0\text{ср}}$ показал, что если они получены при условии $\tilde{V}_{хн} = \text{const}$ (а не $V_{\text{н}} = \text{const}$), то на них слабо влияет $\alpha'_{\text{н}}$. Также можно пренебречь влиянием угловых скоростей ω_{zn} и $\omega_{хн}$. Это позволяет для моделирования представить $\Delta m_{\text{сж}}$ при $\tilde{V}_{хн} = \text{const}$ в зависимости только от двух параметров: ΔM_0 и δ'_0 . При срыве потока на лопастях несущего винта приближенно можно принять величину $\Delta m_{\text{сж}}$ в 1,3 ... 1,6 раза большей, чем в линейной области.

Характерный вид зависимостей $\Delta m_{\text{сж}} = f(\Delta M_0, \delta'_0)$ представлен на рис. 2.16. Они могут быть описаны формулой

$$\Delta m_{\text{сж}} = m_{\text{сж0}} \Delta M_0 + m_{\text{сж2}}^{M_0^2} \Delta M_0^2 + m_{\text{сж1}}^{\delta'_0 M_0} \Delta \delta'_{01} \Delta M_{01} + m_{\text{сж2}}^{\delta'_0 M_0} \Delta \delta'_{02} \Delta M_{01} + m_{\text{сж3}}^{\delta'_0 M_0} \Delta \delta'_{01} \Delta M_{02}. \quad (2.56)$$

В ней первые два слагаемых характеризуют изменение $\Delta m_{\text{сж}}$ от ΔM_0 при $\delta'_0 = \delta'_{0\text{ср}} = \text{const}$, остальные — при других δ'_0 . В формуле $\Delta M_{01} = \Delta M_0 \vee 0$; $\Delta M_{02} = \Delta M_0 \wedge 0$; $\delta'_{01} = (\delta'_0 - \delta'_{0\text{ср}}) \vee 0$; $\delta'_{02} = (\delta'_0 - \delta'_{0\text{ср}}) \wedge 0$. Формула (2.56) может использоваться при моделировании на аналого-цифровом комплексе. На универсальных АВМ, имеющих, как правило, ограниченные возможности в реализации нелинейностей и произведений функций, целесообразно пользоваться более простой, чем (2.56), аппроксимационной формулой, например состоящей из произведения двух функций m_1 и $\tilde{m}_2$:

$$\Delta m_{\text{сж}} = m_1 \tilde{m}_2. \quad (2.57)$$

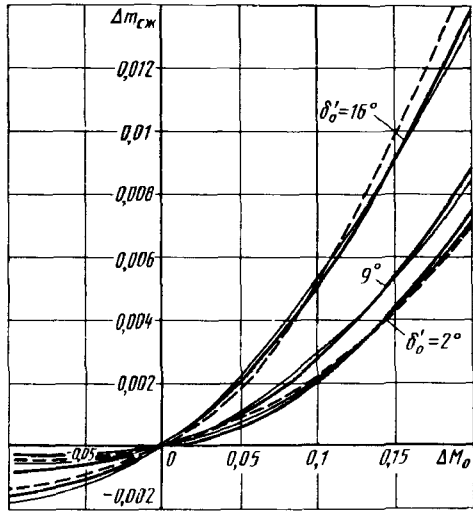


Рис. 2.16. Зависимость $\Delta m_{сж}$ от ΔM_0 и δ_0 при $\bar{V}_{хн} = \text{const}$

В качестве функции m_1 принимается зависимость $\Delta m_{сж} = f(\Delta M_0)$ при средних значениях скорости полета и угла установки лопастей несущего винта. Функция $\tilde{m}_2$ представляет собой осредненную по ΔM_0 зависимость, полученную в результате деления значений функции $\Delta m_{сж}$ при разных $V_{хн}$ и $\Delta \delta_0$ на значения m_1 . При $V_{хн} = \text{const}$ она описывается достаточно простой формулой вида

$$m_2 = m_{20} + m_{21}^{\delta_0} \Delta \delta_{01} + m_{22}^{\delta_0} \Delta \delta_{02}. \quad (2.58)$$

На рис. 2.16 для сравнения с расчетными зависимостями показаны результаты моделирования по формулам (2.57) и (2.58). Видно, что они позволяют достаточно точно учесть влияние числа M_0 на мощность несущего винта.

2.3.2. МОДЕЛИРОВАНИЕ РЕЖИМА "ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА" И ВЛИЯНИЕ "ЗЕМНОЙ ПОДУШКИ"

При малых скоростях полета аэродинамические характеристики несущего винта должны моделироваться с учетом режима "вихревого кольца", а при малых высотах еще и с учетом влияния "земной подушки".

Моделирование "вихревого кольца" производится корректировкой при постоянных углах установки $\delta'_0 = \text{const}$ зависимости тяги несущего винта T (коэффициента тяги t_n) от скорости $\tilde{V}'_{ун}$. При этом в мощность несущего винта, определяемую по формулам, приведенным в разд. 2.3.1, поправки не вносятся. Для корректировки T используются зависимости типа показанных на рис. 2.17, а, полученные с учетом и без учета (пунктирные линии) "вихревого кольца". Далее находят разность $\Delta T_{вихр}$ (рис. 2.17, б). Таким образом, для определения тяги несущего винта необходимо к ее значениям, полученным по формуле (2.30), добавить величину $\Delta T_{вихр}$, которая находится из произведения двух функций:

$$\Delta T_{вихр} = \Delta T_{вихр}(\tilde{V}'_{ун}, \delta'_0, \tilde{V}_{хн} = 0) f(\tilde{V}_{хн}). \quad (2.59)$$

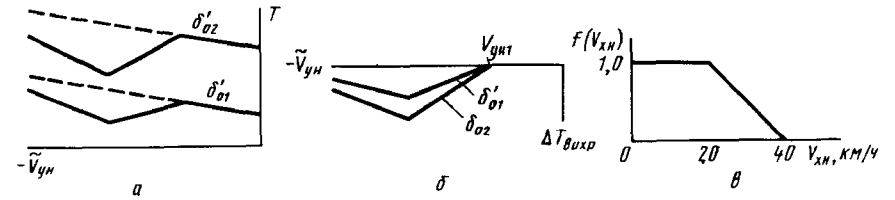


Рис. 2.17. Аппроксимация тяги несущего винта на режиме вихревого кольца:

а – зависимость T от $\tilde{V}'_{ун}$; $\delta'_{02} > \delta'_{01}$; б – к определению $\Delta T_{вихр}$ ($V_{хн} = 0$); в – зависимость $\Delta T_{вихр}$ от $V_{хн}$

В (2.59) первый множитель – зависимость $\Delta T_{вихр}$ от $\tilde{V}'_{ун}$ и δ'_0 при $\tilde{V}_{хн} = 0$ (рис. 2.17, б); второй – $f(\tilde{V}_{хн})$ учитывает влияние на $\Delta T_{вихр}$ скорости полета (рис. 2.17, в). Принято, что до $\tilde{V}_{хн} = 0,5$ ($V_{хн} \approx 20$ км/ч) $f(V_{хн}) = 1$, а при $\tilde{V}_{хн} = 1,0$ ($V_{хн} \approx 40$ км/ч) – $f(V_{хн}) = 0$.

График на рис. 2.17, б описывается аппроксимационной формулой

$$\Delta T_{вихр} = (\tilde{V}_{хн} = 0) = (\Delta T_1 \wedge \Delta T_2) \vee 0. \quad (2.60)$$

Ее составляющие ΔT_1 (левая ветвь зависимостей на рис. 2.17, б) и ΔT_2 (правая ветвь) определяются из выражений

$$\begin{aligned} \Delta T_1 &= T_{10} + T_{11}^{V_y} \tilde{V}'_{ун} + T_{11}^{\delta_0} [(\delta'_0 - \delta'_{0ср}) \wedge 0] - \\ &- T_{12}^{\delta_0} [(\delta'_0 - \delta'_{0ср}) \vee 0]; \\ \Delta T_2 &= \{ T_2^{V_y} + T_{21}^{\delta_0 V_y} [(\delta'_0 - \delta'_{0ср}) \wedge 0] + \\ &+ T_{22}^{\delta_0 V_y} [(\delta'_0 - \delta'_{0ср}) \vee 0] \} (\tilde{V}'_{ун} - \tilde{V}'_{ун1}), \end{aligned}$$

где T_{10} и $T_2^{V_y}$ – соответственно величина ΔT_1 и производная ΔT_2 по $\tilde{V}'_{ун}$ при среднем значении угла установки лопастей $\delta'_{0ср}$. Зависимость $\Delta T_{вихр}$ от δ'_0 нелинейна: производные $T_{11}^{\delta_0}$ и $T_{21}^{\delta_0 V_y}$ относятся к значениям силы тяги, при которых $\delta'_0 > \delta'_{0ср}$, а $T_{12}^{\delta_0}$ и $T_{22}^{\delta_0 V_y}$ – при $\delta'_0 < \delta'_{0ср}$. При $\tilde{V}'_{ун} \geq \tilde{V}'_{ун1}$, на основании (2.60), $-\Delta T_{вихр} = 0$.

Моделирование влияния на аэродинамические характеристики несущего винта "земной подушки" производится умножением тяги, найденной без учета этого явления, на коэффициент $K_{зем}$. При этом мощность несущего винта не изменяется. Коэффициент $K_{зем}$ может быть представлен как произведение двух функций:

$$K_{зем} = [1 + \Delta K_{зем}(\bar{H}, V_{хн} = 0)] f(\bar{V}_{хн}, \bar{H}), \quad (2.61)$$

где $\Delta K_{зем} = f(\bar{H}, V_{хн} = 0)$ — зависимость $K_{зем}$ от относительного расстояния от втулки несущего винта до земли ($\bar{H} = H/R$) при $V_{хн} = 0$. Эта функция находится расчетом [14] или из летных испытаний вертолета на режиме висения в штиль [1]. Влияние на $K_{зем}$ коэффициента тяги несущего винта t_h невелико, и поэтому его можно учитывать приближенно, приняв, что при увеличении t_h вдвое величина $\Delta K_{зем}$ уменьшается на 20 ... 25 %.

Функция $f(\bar{V}_{хн}, \bar{H})$ характеризует ослабление влияния "земной подушки" с ростом составляющей воздушной скорости $\bar{V}_{хн}$. На разных высотах влияние $\bar{V}_{хн}$ происходит неодинаково — чем больше $\bar{H}$, тем коэффициент $K_{зем}$ уменьшается заметней. Тем не менее для упрощения моделирования эту особенность можно не учитывать, приняв за среднюю зависимость $f(\bar{V}_{хн})$, соответствующую высоте $\bar{H} = 0,5 \dots 0,7$.

2.3.3. МОДЕЛИРОВАНИЕ НАГРУЗОК В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ

Возникающие в результате действия шарнирных моментов лопастей нагрузки в цепях управления несущим винтом могут быть смоделированы так же, как и другие аэродинамические характеристики, рассмотренные выше, аппроксимацией зависимости $P(V_{хн}, \alpha'_h, \delta'_0, \omega_{zh}, \omega_{хн})$ в линейной (досрывной) и срывной областях. У вертолетов с необратимым бустерным управлением (с гидроусилителями) моделирование нагрузок может быть значительно упрощено. Это возможно, так как достаточно учитывать только большие величины нагрузок, заметно влияющие на скорость отработки гидроусилителей. Обычно такому уровню нагрузок соответствует начало срыва и срывная область аэродинамических характеристик. Дальнейшее упрощение моделирования возможно за счет уменьшения числа переменных. Для этого графики нагрузок (например, рис. 2.18, а) целесообразно построить в зависимости от $T_{л} - (T - \Delta T_{ср})$, как показано на рис. 2.18, б. При таком представлении характеристик величина P не зависит от $V_{хн}(\alpha'_h)$, ω_{zh} и $\omega_{хн}$. Как видно из графика, влияние δ'_0 на P таково, что при большем δ'_0 рост нагрузок происходит интенсивней. Определение разности $T_{л} - T$ поясняется на рис. 2.15. Интенсивный рост нагрузок начинается при значениях тяги несущего винта меньших, чем $T_{ср}$ (определение $T_{ср}$ дано в разд. 2.3.1). Для учета этого обстоятельства в разность $T_{л} - T$ вводится поправочная величина $\Delta T_{ср}$. Функция $T(\alpha'_h)$ начинает терять линейность при величине тяги $T_{ср} - \Delta T_{ср}$.

Графики на рис. 2.18 являются линеаризованными зависимостями. Линеаризация сделана таким образом, чтобы P_{max} (максимально допустимое значение P , при котором скорость отработки гидроусилителя становится нулевой) соответствовала фактическим значениям T . При $T_{л} \leq (T - \Delta T_{ср})$ принято одно значение $P = P_0$, которое является сред-

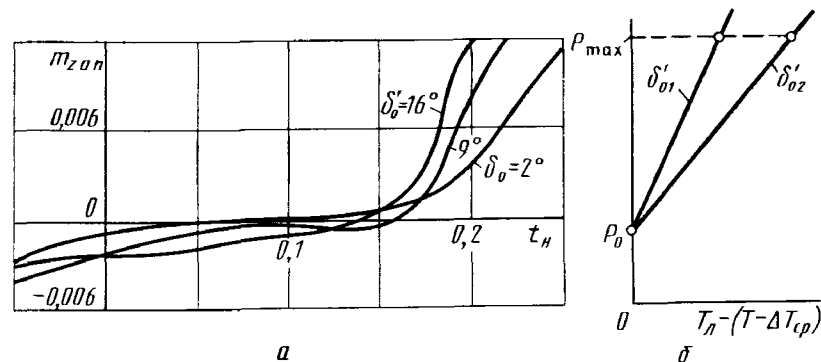


Рис. 2.18. Нагрузка в системе управления (а), и их аппроксимация (б):

$\delta'_{01} = \delta'_0 \max; \delta'_{02} < \delta'_0 \max; \bar{V}_{хн} = \text{const}; \omega_{zh} = \omega_{хн} = 0$

ним уровнем нагрузок в досрывной области характеристик. Аппроксимационная формула, описывающая представленные на рис. 2.18 зависимости, имеет при $V_{хн} = \text{const}$ вид

$$P = P_0 + [PT - P^{T\delta'_0}(\delta'_0^* - \delta'_0)][(T_{л} - T + \Delta T_{ср}) \vee 0], \quad (2.62)$$

где PT — градиент зависимости P от $(T_{л} - T + \Delta T_{ср})$ при $\delta'_0^* = \delta'_0 \max$; $P^{T\delta'_0}$ учитывает изменение PT при $\delta'_0 < \delta'_0 \max$; обе производные, а также величины $\Delta T_{ср}$ и P_0 зависят от скорости $\bar{V}_{хн}$.

2.4. МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ И МОМЕНТОВ ЭЛЕМЕНТОВ ПЛАНЕРА

При математическом моделировании аэродинамические силы и моменты планера определяются суммированием аэродинамических характеристик его элементов (частей планера). Такой метод позволяет учесть изменение сил и моментов при вращении вертолета относительно центра масс, влияние несущего винта на элементы планера. Он также дает возможность при исследовании варьировать аэродинамическими и геометрическими характеристиками частей планера.

В планере целесообразно выделить элементы, аэродинамические характеристики которых существенно зависят от углов атаки и скольжения: крыло, стабилизатор, киль. При моделировании необходимо учитывать силы и моменты других частей планера (шасси, гондолы двигателя, автомата перекоса, втулки несущего винта), суммируя их с соответствующими силами и моментами фюзеляжа.

В разд. 2.2.3 приведены формулы для определения аэродинамических сил элементов планера по осям связанной системы координат. Для

моделирования, с целью экономии машинного времени счета, формулы целесообразно преобразовать, уменьшив число арифметических операций. Для этого заранее перед моделированием движения вертолета зависимости аэродинамических коэффициентов от α_i и β_i необходимо пересчитать в связанную систему координат (напомним, что местная скоростная система координат ориентирована относительно связанной углами $\alpha_i - \epsilon_{zi}$ (см. рис. 2.7) и $\beta_i - \epsilon_{yi}$). Тогда аэродинамические силы, создаваемые i -ми элементами планера, и моменты относительно центра масс находятся по формулам

$$X_i(Y_i, Z_i) = c_{xi}(y_i, z_i) \rho S_i V_i^2 / 2; \quad (2.63)$$

$$\begin{aligned} M_{xi} &= m_{xi} \rho S_i b_i V_i^2 / 2 + Y_i(z_i + z_T) + Z_i(y_T - y_i); \\ M_{yi} &= m_{yi} \rho S_i b_i V_i^2 / 2 + Z_i(x_i + x_T) + X_i(z_i + z_T); \\ M_{zi} &= m_{zi} \rho S_i b_i V_i^2 / 2 + X_i(y_T - y_i) - Y_i(x_i + x_T). \end{aligned} \quad (2.64)$$

Здесь c_{xi} , c_{yi} , c_{zi} — коэффициенты продольной, нормальной и поперечной аэродинамических сил i -го элемента оси связанной системы координат; m_{xi} , m_{yi} , m_{zi} — коэффициенты моментов крена, рысканья и тангажа относительно характерных точек элементов планера с координатами x_i , y_i , z_i ; $S_{усл}$, $b_{усл}$ — условные площадь и линейный размер элемента, к которым были отнесены силы и моменты при определении аэродинамических коэффициентов.

Аэродинамические коэффициенты сил и моментов планера определяются по результатам испытаний модели планера в аэродинамической трубе. Характеристики i -го элемента (крыла, стабилизатора, киля) находятся по разности аэродинамических коэффициентов сил или моментов планера с этим элементом и без него. Например, коэффициент поперечной силы киля

$$c_{zk} = [m_{упл} - m_{у(пл-к)}] S_{усл} b_{усл} / S_k (x_k + x_T).$$

При этом во втором выражении (2.64) необходимо принять $m_{yi} = X_i = 0$.

Необходимый для определения аэродинамических коэффициентов угол атаки α элемента находится по формуле (2.26), угол скольжения β_i — по формуле

$$\beta_i = \arctg V_{zi} / (V_{xi} \cos \alpha_i - V_{yi} \sin \alpha_i). \quad (2.65)$$

Отметим, что в выражении для составляющей скорости обтекания элемента V_{xi} (2.27) допускается практически при всех исследованиях динамики полета одновинтового вертолета не учитывать $\omega_z(y_T - y_{кр})$ и составляющие индуцируемых скоростей, так как на средних и больших скоростях полета они существенно меньше V_x , а на малых — их влия-

ние на суммарные силы и моменты вертолета пренебрежимо мало. С учетом этих допущений, а также дополнив (2.27) составляющими, обусловленными движением вертолета вбок и вращением относительно всех трех осей связанной системы координат, найдем

$$\begin{aligned} V_{xi} &= V_x; \quad V_{yi} = V_y + v_{yi}^* - \omega_z(x_i + x_T) + \omega_x(z_i + z_T); \\ V_{zi} &= V_z + v_{zi}^* + \omega_y(x_i + x_T) + \omega_x(y_T - y_i). \end{aligned} \quad (2.66)$$

В заключение отметим, что для математического моделирования могут использоваться аэродинамические характеристики в скоростной системе координат. В этом случае аэродинамические силы частей планера по осям OX и OY связанной системы координат определяются по формулам (2.28). Для сокращения объема моделирования аэродинамические коэффициенты сил и моментов как в связанной, так и в скоростной системах координат могут быть представлены в виде зависимостей от V_{yi}/V и V_{zi}/V . Это исключит при вычислении углов α_i и β_i операции

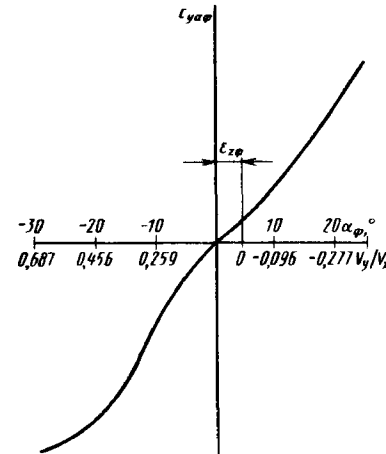
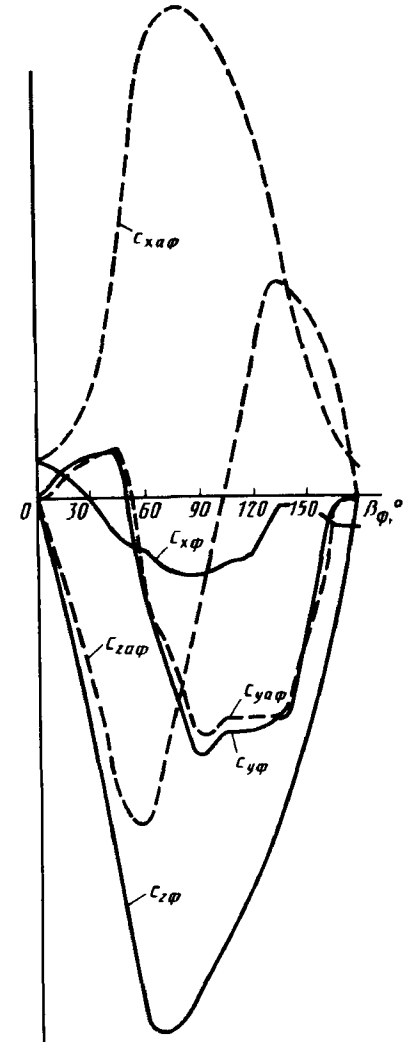


Рис. 2.19. График аэродинамических характеристик в виде, удобном для моделирования

Рис. 2.20. Зависимость коэффициентов аэродинамических сил фюзеляжа от β_{ϕ} при $\alpha_{\phi} = \text{const}$: — связанная система координат; - - - - скоростная система координат



определения обратных тригонометрических функций и операции суммирования (напомним, что $\alpha_i = \epsilon_{zi} - \arctg V_{yi}/V$). Пример такой трансформации графика $c_{y\alpha\phi} = f(\alpha_\phi)$ показан на рис. 2.19, на нем по оси абсцисс отложены значения V_{yi}/V , равные $-\tg(\alpha_i + \epsilon_{zi})$.

Ф ю з е л я ж. Обычно испытания моделей планера в аэродинамической трубе выполняются в диапазоне углов атаки $\alpha_\phi = \pm(20 \dots 25^\circ)$. Для больших значений α_ϕ кривые экстраполируются так, чтобы при $\alpha_\phi = \pm 90^\circ$ коэффициенты сил и моментов принимали расчетные значения, найденные, например, по методике, приведенной в [5]. Такая приближенная экстраполяция допустима ввиду того, что при пилотаже на больших скоростях полета углы атаки фюзеляжа не превышают $25 \dots 40^\circ$, причем вертолет находится на них кратковременно. Она также допустима на малых скоростях полета, когда возможны $\alpha_\phi = 40 \dots 70^\circ$.

Графики, иллюстрирующие характерные для одновинтовых вертолетов зависимости аэродинамических коэффициентов сил и моментов фюзеляжа от углов атаки и скольжения, показаны на рис. 2.20 ... 2.22. Рассмотрим некоторые особенности приведенных зависимостей, которые должны быть учтены при разработке математической модели вертолета.

Коэффициент продольной силы фюзеляжа $c_{x\phi}$ (см. рис. 2.20), в отличие от коэффициента лобового сопротивления, уменьшается по мере увеличения угла скольжения. При углах скольжения $\beta_\phi = 90^\circ$ и $\beta_\phi = 0^\circ$ коэффициенты $c_{x\phi}$ сравнимы по абсолютной величине, а соответствующие им силы направлены в противоположные стороны, т. е. от хвостовой к носовой части фюзеляжа при $\beta_\phi = 90^\circ$, и наоборот, — при $\beta_\phi = 0$. Характер зависимости $c_{x\phi}$ от углов α_ϕ и β_ϕ достаточно сложный из-за влияния различных надстроек на фюзеляже. Однако при моделировании требования к точности воспроизведения этой зависимости в диапазоне углов $\beta_\phi = 30 \dots 150^\circ$ могут быть невелики, так как при таких углах коэффициент $c_{x\phi}$ незначительно влияет на силу лобового сопротивления фюзеляжа.

Зависимость коэффициента нормальной силы фюзеляжа $c_{y\phi}$ от углов скольжения β_ϕ и атаки α_ϕ иллюстрируется на рис. 2.20 и 2.19. Нормальная сила фюзеляжа на режиме горизонтального полета играет незначительную роль в создании суммарной нормальной силы вертолета. Тем не менее при моделировании динамики полета вертолета ее нужно учитывать, так как при маневрах за счет силы, создаваемой фюзеляжем, нормальная перегрузка вертолета может увеличиться на $2 \dots 5\%$. Из рис. 2.20 видно, что с увеличением угла скольжения коэффициент $c_{y\phi}$ немного увеличивается, а затем — при углах $\beta_\phi > 30 \dots 45^\circ$ — существенно уменьшается.

Коэффициент поперечной силы фюзеляжа $c_{z\phi}$ (см. рис. 2.20), как показали испытания в аэродинамической трубе моделей фюзеляжа с различными обводами, достигает максимальных значений при углах сколь-

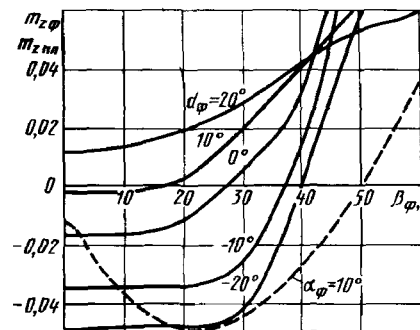
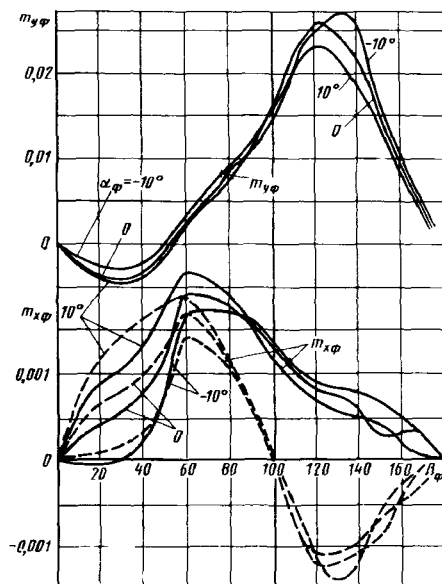


Рис. 2.21. Зависимость коэффициента момента тангажа планера от β_ϕ и α_ϕ : — без стабилизатора $m_{z\phi}$; — — со стабилизатором $m_{z\phi\text{пл}}$

Рис. 2.22. Зависимость коэффициентов моментов рысканья $m_{y\phi}$ и крена $m_{x\phi}$ фюзеляжа от β_ϕ и α_ϕ относительно осей систем координат, в которых продольная ось направлена: — — по СГФ; — — по оси OX связанной системы координат вертолета ($\epsilon_{z\phi} = 4.5^\circ$)



жения $\beta_\phi = 60 \dots 70^\circ$. При дальнейшем увеличении угла скольжения до $\beta_\phi = 180^\circ$ он уменьшается до нуля.

Коэффициент момента тангажа фюзеляжа $m_{z\phi}$ в зависимости от α_ϕ и β_ϕ показан на рис. 2.21. Видно, что фюзеляж вертолета статически неустойчив по углу атаки, т. е. с увеличением α_ϕ коэффициент $m_{z\phi}$ также увеличивается. Особенностью зависимости является резкое увеличение коэффициента $m_{z\phi}$ при превышении некоторого угла скольжения, причем чем больше угол атаки, тем при меньшем угле скольжения начинается изгиб кривых. Отметим, что возникновение кабрирующего момента, подобное описанному для фюзеляжа, при больших β_ϕ характерно и для планера в целом (см. пунктирную кривую на рис. 2.21). У этой зависимости кабрированию предшествует изменение момента планера на пикирование, что обусловлено выходом стабилизатора из тени фюзеляжа.

Коэффициент момента рысканья фюзеляжа $m_{y\phi}$ зависит от углов скольжения и атаки (рис. 2.22). При малых углах β_ϕ фюзеляж статически неустойчив по скольжению, а при $\beta_\phi = 30 \dots 40^\circ$ наклон кривых изменяется в сторону существенного увеличения путевой статической устойчивости. Коэффициент $m_{y\phi}$ максимален по абсолютной величине при углах скольжения $\beta_\phi = 120 \dots 130^\circ$. При математическом моделировании вертолета обычно учитывают суммарный коэффициент момента рысканья планера без киля. На этом же рисунке приведена зависимость коэф-

коэффициента момента крена фюзеляжа от β_Φ и α_Φ . Коэффициент $m_{x\Phi}$ максимален при углах скольжения, приблизительно равных 60° . Он зависит от угла атаки фюзеляжа, причем при увеличении α_Φ статическая поперечная неустойчивость фюзеляжа по скольжению возрастает. Коэффициент момента крена существенно зависит от направления продольной оси системы координат, относительно которой он найден при испытаниях в аэродинамической трубе. Из графиков видно, что даже если угол между осями невелик, зависимости отличаются. Это свидетельствует о необходимости выполнения пересчета при подготовке этих характеристик к моделированию. Что касается полученных из испытаний в аэродинамической трубе коэффициентов момента рысканья фюзеляжа, то их можно не пересчитывать, так как $m_{y\Phi} \gg m_{x\Phi}$.

Крыло. Параметры крыла существенно влияют на аэродинамические характеристики планера вертолета. Крыло уменьшает нагрузку на несущий винт на больших скоростях полета, его сопротивление составляет значительную часть суммарного коэффициента лобового сопротивления планера. Установка крыла позади центра масс приводит к увеличению статической устойчивости вертолета по углу атаки, увеличивает пикирующий момент вертолета, способствуя выводу вертолета из кабрирования при больших вертикальных перегрузках (см. разд. 3.1).

При исследовании особенностей бокового движения вертолета консоли крыла должны рассматриваться в отдельности, так как они обтекаются с разными углами атаки. При этом возникает момент

$$\Delta M_{x_{кр}} = (c_{укр.пр} - c_{укр.лев}) \rho V_{кр}^2 S_{кр} z_{кр} / 2,$$

где $c_{укр.лев}$, $c_{укр.пр}$ — коэффициенты нормальной силы левой и правой консолей; $z_{кр}$ — координата средней аэродинамической хорды консоли. Неодинаковая обдувка консолей (рис. 2.23) возникает из-за неравномерного распределения индуктивной скорости несущего винта по размаху крыла, при полете вертолета со скольжением, если крыло имеет поперечную V-образность, а также при угловой скорости крена вертолета. Угол атаки правой консоли крыла определяется по формуле

$$\alpha_{кр.пр} = \epsilon_{кр.пр} + (V_y + v_{кр.пр}^H - \varphi_{кр} \beta + \omega_x z_{кр}) / V_x, \quad (2.67)$$

левой консоли —

$$\alpha_{кр.лев} = \epsilon_{кр.лев} + (V_y + v_{кр.лев}^H + \varphi_{кр} \beta - \omega_x z_{кр}) / V_x, \quad (2.68)$$

где $v_{кр.лев}^H$ и $v_{кр.пр}^H$ — индуцированные несущим винтом скорости, осредненные по площадям левой и правой консолей крыла; $\varphi_{кр}$ — угол поперечного V. Из-за расположения возле крыла относительно большего фюзеляжа местные скорости обтекания консолей крыла отличаются от скорости невозмущенного потока. Учесть эти обстоятельства теоретически сложно, поэтому аэродинамические характеристики крыла следует

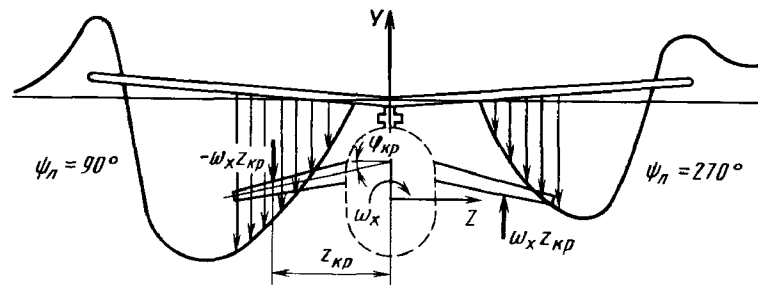


Рис. 2.23. Влияние на обтекание консолей крыла скорости индуктивного потока и скорости крена

брать по результатам испытаний планера в аэродинамической трубе [24] (в формулах (2.67) и (2.68) влияние скоростей, индуцируемых фюзеляжем, не учтено).

Разница в углах атаки консолей на средних скоростях полета может составить 2 ... 3°. Из-за этого вследствие неодновременности срыва потока на консолях при увеличении угла атаки вертолета момент крена крыла может быть причиной внезапного крена вертолета вправо (при несущем винте левого вращения) [5].

Стабилизатор. Расположение стабилизатора обуславливает особенности его работы вследствие влияния на его аэродинамические характеристики скоростей, индуцируемых несущим винтом, фюзеляжем и крылом. Поэтому при математическом моделировании необходимо внимательно проанализировать материалы, полученные при испытаниях модели вертолета в аэродинамической трубе с точки зрения их реализации на вычислительных машинах. В качестве примера на рис. 2.24 приведен фрагмент зависимости коэффициента момента тангажа планера $m_{zпл}$ от угла атаки фюзеляжа α_Φ при $\beta_\Phi = 0$. Пунктирной линией на рисунке показан коэффициент момента планера без стабилизатора. Видно, что планер без стабилизатора статически неустойчив по углу атаки, а со стабилизатором — устойчив. Прирост коэффициента момента планера при разных углах атаки фюзеляжа неодинаков при изменении $\epsilon_{ст}$ на одну и ту же величину. Причем в некоторых диапазонах прирост пикирующего момента стабилизатора значительно уменьшается, или, вообще, кривая зависимости становится практически параллельной кривой, полученной для модели планера без стабилизатора (отрезок ab). Такой характер протекания кривых объясняется ухудшением при некоторых углах атаки фюзеляжа условий обдувки стабилизатора из-за его затенения расположенными впереди элементами планера. Переплетение кривых $m_{zпл}$ при разных углах установки $\epsilon_{ст}$ свидетельствует о срыве потока на стабилизаторе.

Из графиков рис. 2.24 (см. [5]) определяют зависимости $c_{уст} = f(\alpha_{ст})$ и $\Delta \alpha_{ст}^p$, $\Delta \alpha_{ст}^\Phi = f(\alpha_\Phi)$, и в таком виде они обычно используются при моделировании. Существенным является учет влияния на эти зависимости угла скольжения вертолета.

Отмеченные особенности работы стабилизатора и их влияние на момент планера в большей или меньшей степени проявляются у всех одновинтовых вертолетов. Очевидно, что наиболее полное их воспроизведение может быть достигнуто моделированием суммарных моментных характеристик планера. Однако следует отметить трудности в их реализации на вычислительных машинах, так как они являются сложной функцией трех параметров α_ϕ , $\epsilon_{ст}$, β_ϕ . При моделировании суммарных характеристик для учета влияния индуктивной скорости несущего винта и скорости тангажа на аэродинамические характеристики стабилизатора крыла можно применить следующие приемы:

на графиках $m_{zпл} = f(\alpha_\phi, \epsilon_{ст})$, полученных после испытаний модели планера в аэродинамической трубе в плоскопараллельном потоке, принять, что $\epsilon_{ст}$ — это фактический угол установки стабилизатора, увеличенный на дополнительный угол $\Delta\epsilon_{ст}$,

$$\Delta\epsilon_{ст} = [\omega_{zn}(x_{ст} + x_T) - v_{ст}^H]/V_x;$$

в момент планера ввести поправку из-за изменения момента крыла $\Delta M_{zпл} \approx \Delta M_{zкр}$, определяемую по формуле

$$\Delta M_{zкр} \approx (dM_{zкр}/d\alpha_{кр}) v_{кр}^H/V_x,$$

причем при углах атаки, при которых происходит срыв потока на крыле, необходимо принимать $\Delta M_{zкр} = 0$. В формулах $v_{ст}^H$, $v_{кр}^H$ — скорости, индуцируемые несущим винтом у стабилизатора и крыла соответственно; $dM_{zкр}/d\alpha_{кр}$ — градиент.

К и л б. Выделение в математической модели вертолета кия в качестве самостоятельного элемента планера обусловлено тем, что без зависимости $c_{zk} = f(\beta_\phi)$ нельзя правильно учесть угловую скорость рысканья ω_y . При движении вертолета, вызванном большим и резким отклонением педали, при отказах всех двигателей или рулевого винта возможен срыв потока на киле. Поэтому c_{zk} должен моделироваться в широком диапазоне углов скольжения. Его рекомендуется определять из испытаний в аэродинамической трубе планера с килем и без него. При этом учитываются особенности обтекания кия в присутствии других частей планера.

Характерный вид зависимости c_{zk} от β_ϕ и α_ϕ приведен на рис. 2.25. Он относится к килю, у которого несимметричный профиль с кривизной, направленной выпуклостью влево, а также ненулевой угол установки относительно плоскости симметрии фюзеляжа. График иллюстрирует существенную зависимость c_{zk} от α_ϕ . Например, видно, что при положительных углах атаки происходит значительное уменьшение максимального значения c_{zk} . Оно вызвано "затенением" кия элементами планера, расположенными впереди. Поэтому коэффициент c_{zk} должен моделироваться как функция двух переменных β_ϕ и α_ϕ . При решении большинства задач динамики полета допустимо приближенное описание этих за-

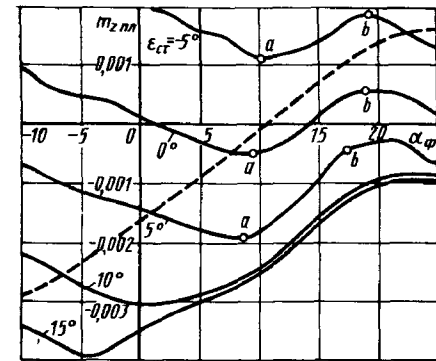
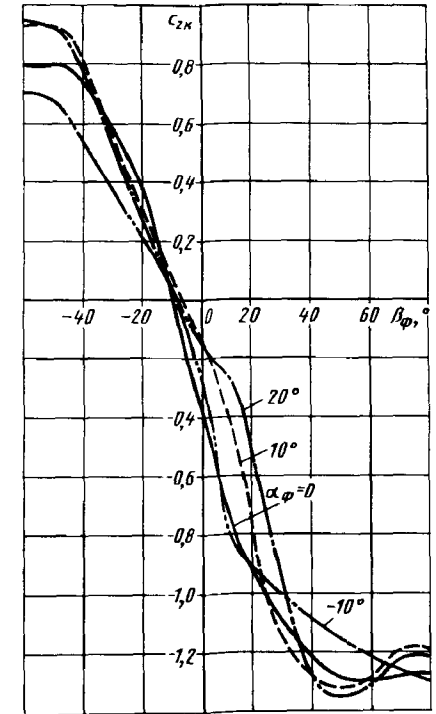


Рис. 2.24. Зависимость коэффициента момента тангажа планера $m_{zпл}$ от α_ϕ и $\epsilon_{ст}$

Рис. 2.25. Зависимость коэффициента поперечной силы кия c_{zk} от β_ϕ и α_ϕ



висимостей, например аппроксимационным выражением, содержащим комбинации функций одной переменной вида

$$c_{zk}(\beta_\phi, \alpha_\phi) = c_{zk}(\beta_\phi; \alpha_\phi = \alpha_{\phi 0}) + \Delta c_{zk}(\alpha_\phi - \alpha_{\phi 0}; \beta_\phi = \text{const}) f(\beta_\phi). \quad (2.69)$$

В этом выражении первая составляющая — это зависимость c_{zk} от β_ϕ при угле атаки $\alpha_\phi = \alpha_{\phi 0}$, при котором отсутствует или имеется очень слабое влияние на киль элементов планера, расположенных впереди. В качестве такой зависимости может быть принята кривая, соответствующая $\alpha_\phi = 0^\circ$. Во втором слагаемом функция Δc_{zk} описывает влияние α_ϕ на c_{zk} при некотором значении угла скольжения (например, при $\beta_\phi = 15^\circ$), а функция $f(\beta_\phi)$ характеризует степень этого влияния при других β_ϕ . Более точное моделирование кривых может быть достигнуто за счет разбиения диапазона изменения кривых по β_ϕ на участки, на каждом из которых влияние α_ϕ описывается аппроксимационной формулой, подобной второй составляющей выражения (2.69).

Обычно, как отмечалось, испытания планера в аэродинамической трубе проводятся в плоскопараллельном потоке в отсутствии действия индуктивных потоков несущего и хвостового винтов. При моделировании учет этих обстоятельств производится заменой на графике (см. рис. 2.25) параметра β_ϕ , при котором в испытаниях были определены

коэффициенты поперечной силы кия c_{zk} , на β'_k (β'_k отличается от угла скольжения кия на угол скоса потока, создаваемого планером, $\beta'_k = \beta_k + \Delta\beta_k^{пл}$). Угол β'_k равен $\beta_\phi + \omega_y(x_k + x_T)/V - \Delta\beta_k^H - \Delta\beta_k^{P.B}$. Углы скоса, создаваемые несущим и рулевым винтами $\Delta\beta_k^H$, $\Delta\beta_k^{P.B}$, могут быть определены по формулам, приведенным в [5].

2.5. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИГАТЕЛЯ

С РЕГУЛЯТОРОМ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

2.5.1. УЧЕТ ИЗМЕНЕНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА

Частота вращения несущего винта n_n ($n_n = 30\omega_n/\pi$) существенно влияет на силы и моменты несущего и рулевого винтов. Наиболее важным обстоятельством, требующим учета при моделировании динамики полета частоты вращения, является то, что ее существенный рост или уменьшение является одним из ограничений при маневрах вертолета, а также при отказах одного или всех двигателей. Кроме того, при маневрах возможно выключение и ударное включение муфты свободного хода (МСХ), что также должно быть определено при моделировании. Иногда представляет интерес оценка влияния на режимы полета вертолета некоторых статических и динамических параметров двигателя и регулятора частоты вращения несущего винта. Результаты таких исследований, например, могут потребоваться при выработке технических требований на разработку этих систем.

Следует отметить, что в ряде случаев при исследованиях могут использоваться математические модели, содержащие условие постоянства частоты вращения несущего винта $n_n = \text{const}$. Это допустимо при быстродействующем регуляторе частоты вращения, при рассмотрении задач на прямолинейных режимах полета или на переходных режимах с относительно плавными и малыми перемещениями органов управления вертолетом. В общем случае условие $n_n = \text{const}$ существенно сужает возможности исследований и не позволяет смоделировать многие режимы полета вертолета.

Излагаемая ниже математическая модель описывает работу газотурбинного двигателя на режиме автоматической стабилизации частоты вращения несущего винта (процессы запуска двигателя и раскрутки несущего винта до номинальной частоты вращения не рассматриваются). Это позволяет представить $n_n(\omega_n)$ в виде суммы, состоящей из двух составляющих

$$n_n = n_{n.\text{ном}} + \Delta n_n; \quad (\omega_n = \omega_{n.\text{ном}} + \Delta\omega_n), \quad (2.70)$$

где первое слагаемое $n_{n.\text{ном}}(\omega_{n.\text{ном}})$ — номинальная частота (угловая скорость) вращения несущего винта — является постоянной величиной, определяемой настройкой регулятора свободной турбины. Второе слагаемое $\Delta n_n(\Delta\omega_n)$ — это изменение частоты вращения несущего винта от номинального значения. Оно находится в результате интегрирования уравнения (2.10) и должно также учитывать угловую скорость рысканья вертолета

$$\Delta\omega_n = \int [k_e N_e \xi_0 - N - N_{p.v})/J_{\omega} \omega_n] dt \mp \omega_y, \quad (2.71)$$

где N_e , N , $N_{p.v}$ — мощности двигателя, несущего и рулевого винтов, соответственно; ξ_0 — коэффициент использования мощности; k_e — число двигателей. Мощность, потребляемая рулевым винтом, должна учитываться, так как она может достигать значительных величин, например на малой высоте и при низкой температуре наружного воздуха, при больших отклонениях педали — до $\sim 25\%$ максимальной мощности всех двигателей.

Если аэродинамические характеристики несущего и рулевого винтов реализуются в математической модели в размерном виде при окружной скорости $\omega_n R = \text{const}$, равной $(\omega_n R)_{\text{ном}}$, то изменение частоты вращения учитывается умножением сил и моментов на отношение $(\omega_n/\omega_{n.\text{ном}})^2$, мощности — на $(\omega_n/\omega_{n.\text{ном}})^3$, относительных скоростей винтов — на $\omega_{n.\text{ном}}/\omega_n$.

2.5.2. МОДЕЛИРОВАНИЕ СТАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ

Двигатель вертолета является сложной динамической системой. Моделирование работы двигателя (его рабочего процесса, работы регуляторов турбокомпрессора и свободной турбины, других агрегатов) и динамики вертолета является задачей, которую не представляется возможным решать на универсальных АВМ. При моделировании в реальном времени на аналого-цифровом комплексе требуется быстродействующая ЦВМ. Очевидно, что модель, подробно отражающая физические процессы, необходима при специальных исследованиях силовой установки, например при выборе схемы и элементов регулирующих устройств.

В исследованиях динамики полета может применяться упрощенная математическая модель силовой установки. Достаточным требованием к ней является достоверное воспроизведение мощности двигателя на установившихся и переходных режимах полета. В излагаемом методе моделирования используются следующие данные:

зависимость относительной мощности двигателя $\bar{N}_e = N_e/N_{e.\text{max}}$ от относительной частоты вращения несущего винта (свободной турбины) при различных значениях частоты вращения турбокомпрессора или расхода топлива (рис. 2.26);

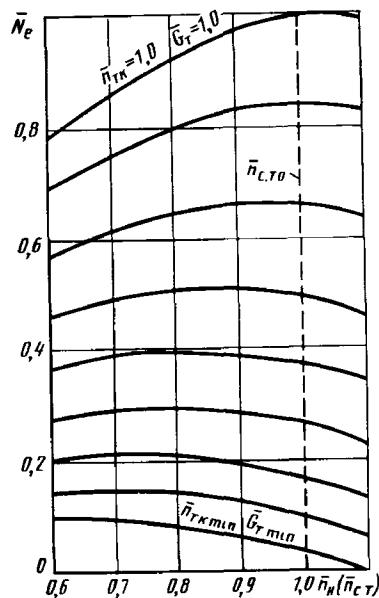


Рис. 2.26. Зависимость относительной мощности двигателя $\bar{N}_e$ от частот вращения несущего винта $\bar{n}_H$ (свободной турбины $\bar{n}_{CT}$) и турбокомпрессора $\bar{n}_{TK}$

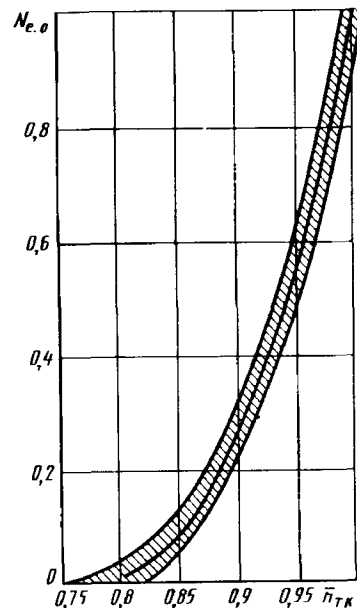


Рис. 2.27. Зависимость относительной мощности двигателя $\bar{N}_e$ от $\bar{n}_{TK}$ при $n_H = n_{H,ном}$ ($n_{CT,ном}$)

зависимость максимальной мощности двигателя $\bar{N}_{e, \max}$ от H_p и t°, C ; время полной и частичной приемистости и выбора сброса газа; величина статизма регулятора; запись переходных режимов двигателя, полученных при его испытаниях.

В математической модели в качестве параметра, характеризующего режим работы двигателя, принята частота вращения турбокомпрессора n_{TK} . Это удобно, так как по величине n_{TK} можно определить статические характеристики двигателя, а также в связи с тем, что одна из важнейших динамических характеристик двигателя — время приемистости — при экспериментах определяется как максимальная скорость изменения частоты вращения турбокомпрессора $\dot{n}_{TK}$.

Моделирование статических характеристик двигателя

Зависимость $N_e = f(n_{TK}, n_H)$ может быть описана двумя функциями:

$$N_e = N_{e0} + \Delta N_e, \quad (2.72)$$

где N_{e0} — зависимость N_e от n_{TK} при номинальной частоте вращения несущего винта $n_H = n_{H,ном}$; вторая — ΔN_e — поправка, учитывающая изменение N_e от $(n_H - n_{H,ном})$.

Характерный вид зависимости $\bar{N}_{e0} = f(n_{TK})$ показан на рис. 2.27. Следует иметь в виду, что характеристики серийных двигателей имеют разброс, который особенно значителен при малых n_{TK} на режимах, близких к малому газу. Его необходимо учитывать при исследовании маневров, связанных с большим изменением угла установки лопастей несущего винта или угла атаки вертолета, когда возможно значительное уменьшение мощности двигателя, так как эта область характеристики наиболее существенно влияет на уменьшение частоты вращения несущего винта. При моделировании должно выполняться условие

$$N_{e \min} \leq N_e \leq N_{e \max}, \quad (2.73)$$

где $N_{e \min}$ и $N_{e \max}$ — мощности при $n_H = n_{H,ном}$, соответствующие $n_{TK \min}$ и $n_{TK \max}$ (см. рис. 2.26).

Составляющая формулы (2.72) ΔN_e может быть описана аппроксимационными выражениями как функция, зависящая от двух параметров n_H и n_{TK} . Однако возможно упрощение математической модели из следующих соображений. Наличие в силовой установке регулятора определенным образом связывает частоту вращения несущего винта и мощность двигателя. При этом учет ΔN_e практически не сказывается на процессе регулирования. И только когда двигатель выходит на предельный режим работы (максимальный или минимальный расход топлива), зависимость мощности N_e от частоты вращения n_H обусловлена составляющей ΔN_e . При больших значениях мощность двигателя снижается из-за уменьшения n_H (см. рис. 2.26). В этой области характеристик учет ΔN_e необходим для правильного моделирования динамики полета при дефиците мощности, например при отказе одного двигателя. При малой мощности эта составляющая также уменьшает N_e , но при раскрутке винта. Последняя особенность определяет одно из условий выключения муфты свободного хода: $N_e = 0$ (другое необходимое условие выключения — мощность несущего винта по величине отрицательна, $N < 0$).

Таким образом, ΔN_e достаточно моделировать при максимальной мощности, если происходит уменьшение частоты вращения несущего винта, по сравнению с номинальным значением, и при минимальной, — если частота вращения увеличивается. В связи с изложенным преобразуем выражения (2.72) и (2.73) к виду

$$N_e = N_{e0} \quad , \quad (2.74)$$

$$(N_{e \min} + \Delta N_{e1}) \leq N_e \leq (N_{e \max} + \Delta N_{e2})$$

где ΔN_{e1} и ΔN_{e2} — аппроксимации зависимости $\Delta N_e(n_H)$ соответственно при $n_{TK \min}$ и $n_{TK \max}$:

$$\Delta N_{e1} = -N_{e1}^{n_n} [(n_n - n_{n.ном}) \vee 0]; \quad (2.75)$$

$$\Delta N_{e2} = N_{e2}^{n_n} [(n_n - n_{n.ном}) \wedge 0]. \quad (2.76)$$

Принятая линейная аппроксимация зависимостей справедлива при изменении частоты вращения несущего винта на 15 ... 20 %, что достаточно при исследовании динамики вертолета. По формулам (2.75) и (2.76) $\Delta N_{e1} = 0$, если $n_n \leq n_{n.ном}$, и $\Delta N_{e2} = 0$, если $n_n > n_{n.ном}$. Зависимости $N_{e\max}$ и $N_{e\min}$ от H_p и t° , C описываются несложными аппроксимационными формулами. Минимальная мощность двигателя при большой раскрутке несущего винта за счет составляющей ΔN_{e1} может становиться отрицательной величиной, что не соответствует физическому смыслу. Поэтому выражение (2.74) должно быть дополнено условием $(N_{e\min} + \Delta N_{e1}) \geq 0$.

Моделирование приемистости двигателя

Время приемистости двигателя при моделировании реализуется как ограничение максимальной скорости изменения частоты вращения турбокомпрессора $\dot{n}_{\text{тк пр}}$. В качестве примера на рис. 2.28 приведен характерный вид зависимости $\dot{n}_{\text{тк пр}} = f(n_{\text{тк}})$. Отметим, что в характеристиках двигателя указывается время его полной приемистости. Это время увеличения мощности от $N_{e\text{м.г}}$ до $0,95 N_{e\text{max}}$. Отдельные экземпляры двигателя отличаются по приемистости. Поэтому при исследованиях необходимо рассматривать как максимальную, так и минимальную величину времени приемистости. При отсутствии экспериментальных данных допускается пользоваться средней величиной $\dot{n}_{\text{тк пр}}$, которая выбирается в зависимости от конкретной решаемой задачи. Например, при исследовании маневров вертолета можно принять

$$\dot{n}_{\text{тк пр}} = [(n_{\text{тк}})_{0,95 \max} - (n_{\text{тк}})_{\text{м.г}}] / t_{\text{пр}}, \quad (2.77)$$

а при исследованиях, связанных с отказом одного двигателя,

$$\begin{aligned} \dot{n}_{\text{тк пр}} = & [(n_{\text{тк}})_{0,95 \max} - \\ & - (n_{\text{тк}})_{\text{крейс}}] / t_{\text{пр част}}, \end{aligned} \quad (2.78)$$

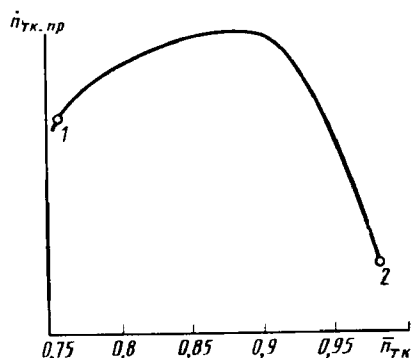


Рис. 2.28. Зависимость скорости изменения частоты вращения турбокомпрессора $\dot{n}_{\text{тк пр}}$ от $\bar{n}_{\text{тк}}$:
1 — режим малого газа; 2 — $0,95 N_{e\max}$

где $t_{\text{пр}}$ и $t_{\text{пр част}}$ — указанные в технических данных двигателя соответственно время полной и частичной приемистости; $(n_{\text{тк}})_{\text{крейс}}$ — частота вращения турбокомпрессора, соответствующая крейсерской мощности двигателя.

Время сброса газа также должно моделироваться на основании данных испытаний двигателя. Отметим, что обычно оно меньше времени полной приемистости двигателя. В случае отсутствия экспериментальных данных допускается принять максимальную скорость уменьшения частоты вращения турбокомпрессора при сбросе газа $\dot{n}_{\text{тк.сбр}}$, по абсолютной величине, равной $(2 \dots 1,5) \dot{n}_{\text{тк.пр}}$.

2.5.3. МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ РЕГУЛЯТОРА ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Регулятор частоты вращения несущего винта увеличивает мощность двигателя при $n_n < n_{n.ном}$ и, наоборот, уменьшает — при $n_n > n_{n.ном}$. Закон регулирования, часто осуществляемый в двигателях без учета производной $\dot{n}_n$, описывается выражением

$$\begin{aligned} n_{\text{тк}} = & n_{\text{тк.ном}} - [k_{\text{ст}}(n_n - n_{n.ном}) + \\ & + k_{\text{п}}(\delta_0 - \delta_{0\text{ном}})] / (\tau_{\text{р}} + 1). \end{aligned} \quad (2.79)$$

Так как скорость изменения режима работы двигателя ограничена временем приемистости и сброса газа, поэтому это выражение должно быть дополнено условием

$$\dot{n}_{\text{тк.сбр}} \leq \dot{n}_{\text{тк}} \leq \dot{n}_{\text{тк.пр}}. \quad (2.80)$$

В (2.79) приняты следующие обозначения: $k_{\text{ст}}$ — коэффициент статизма регулятора; $k_{\text{п}}$ — коэффициент, характеризующий перенастройку регулятора от угла установки лопастей несущего винта; τ — постоянная времени передаточной функции. Отметим, что фактически осуществляется регулирование расхода топлива $G_T = f(n_n)$, но чтобы не вводить новую переменную G_T , будем считать, что регулятор воздействует на $n_{\text{тк}}$. Для пояснения физической сущности работы регулятора частоты вращения несущего винта, а также пояснения параметров и коэффициентов, входящих в (2.79), на рис. 2.29 приведена зависимость $n_{\text{тк}}$ от n_n . Особенность стабилизации частоты вращения состоит в том, что статизм регулятора не проявляется, если режим работы двигателя устанавливается рычагом угла установки лопастей несущего винта, и проявляется (возникает ошибка регулирования Δn_n), если мощность несущего винта изменяется при $\delta_0 = \text{const}$, т. е. когда изменяются параметры движения вертолета, например угол атаки.

При моделировании статики регулятора характерными считают следующие точки (см. рис. 2.29):

a — режим висения вертолета или набор высоты на $V = 0$ при номинальной мощности двигателя ($H_p \approx 0, t^\circ, C \approx 15^\circ$), при этом $n_H = n_{H.ном}$; $n_{TK} = n_{TK.ном}$; $\delta_0 = \delta_{0.ном}$;

b — режим двигателя, соответствующий работе при минимальном угле установки лопастей несущего винта $\delta_0 = \delta_{0.min}$ (работа двух двигателей на земле при стоянке вертолета), при этом также $n_H = n_{H.ном}$. Таким образом, при $\delta_0 = const$ на установившемся режиме

$$n_{TK} = n_{TK.ном} - k_{ст} (n_H - n_{H.ном}).$$

Здесь коэффициент $k_{ст}$ равен отношению $\Delta n_{H.мах} / (n_{TK.мах} - n_{TK.м.г.})$, где $\Delta n_{H.мах}$ — статизм регулятора, т. е. изменение равновесного значения n_H при изменении мощности двигателя от $N_{e.м.г.}$ до $N_{e.мах}$. Если $\delta_0 > \delta_{0.min}$, происходит перенастройка регулятора (слагаемое $k_{п\delta_0}$ в формуле (2.79)) так, чтобы двигатель обеспечивал вращение винта на режимах *a* и *b* с одинаковой частотой, $n_H = n_{H.ном}$. При $N > N_{e.мах}$ частота вращения несущего винта уменьшается из-за дефицита мощности. Режим двигателя более низкий, чем *b*, возможен только в полете, где при $\delta_{0.min}$ потребная мощность несущего винта может становиться меньше, чем на земле. Сочетания n_H и n_{TK} , соответствующие $N_e = 0$, можно определить из рис. 2.26. Из него следует, что при $n_H = n_{H.ном} = 1,0$ и $n_{TK.min} (G_{T.min})$ мощность двигателя больше нуля. Она может стать равной нулю только при $n_H > 1,1 n_{H.ном}$. При этом возможно, как отмечалось выше, выключение муфты свободного хода.

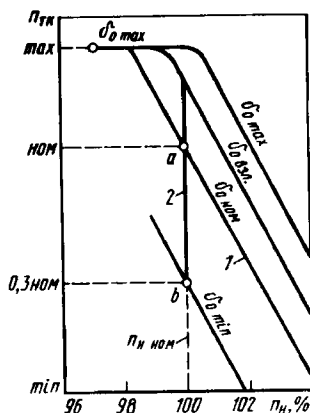


Рис. 2.29. Статическая характеристика регулятора свободной турбины: 1 — без перенастройки; 2 — с перенастройкой от общего шага

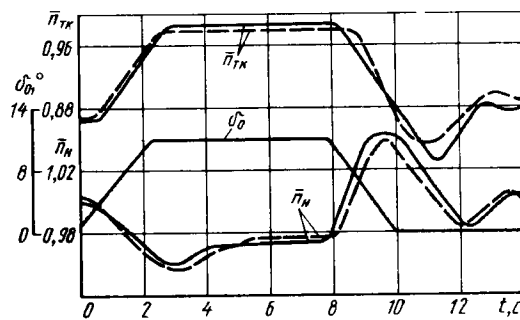


Рис. 2.30. Переходные процессы по n_H и n_{TK} при изменении угла установки лопастей: — моделирование; - - - эксперимент

Постоянная времени τ передаточной функции формулы (2.79) выбирается из условия совпадения переходных процессов по n_H и n_{TK} в математической модели и при наземном или летном эксперименте (рис. 2.30).

Упрощенный метод моделирования мощности двигателя

Для решения некоторых задач динамики полета вертолета, при которых не происходит существенное уменьшение режима работы двигателя, рассмотренный выше метод моделирования мощности двигателя может быть упрощен. Это возможно за счет линеаризации зависимости $N_e = f(n_{TK})$, что позволяет в (2.79), (2.80) параметр n_{TK} заменить на N_e .

В результате соответствующих преобразований получим следующие выражения для моделирования мощности двигателя:

$$0 \leq N_e \leq \{N_{e.мах} + N_e^{нн} [(n_H - n_{H0}) \wedge 0]\}; \quad (2.81)$$

$$N_{e.мах} = f(H_p, t^\circ, C); \quad (2.82)$$

$$N_e = N_{e.ном} - [k_{ст} (n_H - n_{H.ном}) + k_{п} (\delta_0 - \delta_{0.ном})] / (\tau_p + 1); \quad (2.83)$$

$$\dot{N}_{e.сбр} \leq \dot{N}_e \leq \dot{N}_{e.пр}, \quad (2.84)$$

где $\dot{N}_{e.пр}$ и $\dot{N}_{e.сбр}$ — максимальная скорость изменения мощности двигателя соответственно при ее увеличении и уменьшении.

2.6. МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ. ПИЛОТАЖНЫЙ СТЕНД

Цели моделирования. Определение фактических отклонений органов управления

Углом установки лопастей управляет летчик и САУ. Между задаваемым исполнительным механизмом (гидроусилителем) и фактическим изменением угла установки лопастей возможно несоответствие. Оно обусловлено упругими деформациями системы управления и автомата перекося вследствие действия шарнирных моментов лопастей (см. разд. 1.5). Шарнирные моменты также влияют на скорость перемещения штока гидроусилителя. Целью математического моделирования системы управления является установление функциональной зависимости между задаваемыми и получаемыми фактически управляющими отклонениями органов управления.

Другой важной целью моделирования при исследованиях пилотажных качеств вертолета на тренажерах и пилотажных стендах является учет характеристик механической части проводки системы управления

до гидроусилителя (усилий на рычагах управления от нагрузочных пружин, люфты, трение и др.). При безбустерном управлении вертолетом усилия от шарнирных моментов должны воспроизводиться непосредственно на рычагах управления.

Упрощенная схема циклического управления углом установки лопастей несущего винта показана на рис. 2.31 (подробные сведения по конструкции системы управления можно найти в [12]). С пилотажного стенда на вычислительные машины поступают электрические сигналы, пропорциональные отклонениям ручки продольного и поперечного управления x_B , x_K , рычага общего шага x_0 и педалей x_H . Перемещения штоков гидроусилителей $\delta_{B.гy}$, $\delta_{K.гy}$, $\delta_{0.гy}$ и $\delta_{H.гy}$ вызываются перемещениями рычагов управления летчиком и соответствующими перемещениями $\delta_{B.САУ}$, $\delta_{K.САУ}$, $\delta_{0.САУ}$, $\delta_{H.САУ}$, вырабатываемыми системой автоматического управления. Таким образом:

$$\begin{aligned}\delta_{B.гy} &= f(x_B) + \delta_{B.САУ}; & \delta_{K.гy} &= f(x_K) + \delta_{K.САУ}; \\ \delta_{0.гy} &= x_0 + \delta_{0.САУ}; & \delta_{H.гy} &= f(x_H) + \delta_{H.САУ}.\end{aligned}\quad (2.85)$$

Первые слагаемые в формулах представлены в виде функциональных зависимостей, так как в общем случае зависимость между положениями штока гидроусилителя и рычага управления может быть нелинейной.

Фактические управляющие воздействия на вертолет δ_0 , δ_B , δ_K , δ_H отличаются от задаваемых гидроусилителями вследствие деформаций упомянутых выше элементов конструкции вертолета. На рис. 2.31 они условно показаны в виде пружины. Напомним, что формулы для определения аэродинамических характеристик несущего винта H' , S' , a_1 , b_1 , а также угла атаки α'_H , приведенные в предыдущих разделах, содержат фактические положения углов автомата перекоса, соответствующие амплитудам циклического изменения угла установки лопастей в эффективном сечении лопастей на радиусе $\bar{r} = 0,7$. То же относится к углам установки лопастей несущего и рулевого винтов, задаваемым рычагом общего шага и педалями. При этом отметим, что если расчетные аэродинамические характеристики винта были получены без учета упругих деформаций лопасти на кручение, то в изменение угла установки на $\bar{r} = 0,7$ должны быть введены поправки. Метод (учитывающий первую гармонику деформации) определения поправок, вызванных установкой закрылков на лопастях, изложен в [5]. Деформация системы управления, как показано в разд. 1.5, определяется отношениями $P_{0.ш}/c_{0.ш}$, $M_{z.a.п}^*/c_\psi$ и $M_{x.a.п}^*/c_\psi$.

Таким образом, фактические (истинные) отклонения органов управления несущим и рулевым винтами могут быть найдены суммированием отклонений, задаваемых рычагами управления и САУ, а также составляющих, обусловленных деформациями конструкций вертолета за гидроусилителем.

Пилотажный стенд. Полунатурное моделирование механической проводки управления

При исследованиях динамики полета обычно возникает проблема осуществления управления математической моделью, а именно, каким образом задавать отклонения органов управления, чтобы получать желаемые эволюции вертолета — траекторию полета, изменение углового положения вертолета или какого-либо другого параметра.

Одним из наиболее эффективных решений этой задачи является включение человека в контур управления, т. е. использование пилотажного стенда. При этом благодаря информации, получаемой человеком по каналам восприятия (зрительным, акселерационным, слуховым), появляется возможность непрерывного контроля за многими параметрами движения летательного аппарата и оперативного вмешательства посредством рычагов управления в вычислительный процесс. Так достигается общение человека и математической модели в реальном (натуральном) масштабе времени. Последнее замечание важно также тем, что подобная ситуация приближается к общению человека и летательного аппарата в реальном полете. При этом у операторов появляется возможность оценить летные качества моделируемого объекта. Кроме того, в зависимости от совершенства пилотажного стенда могут быть решены такие задачи, как определение пилотажных качеств проектируемого летательного аппарата, разработка рекомендаций по действиям летчика при попадании вертолета в критические ситуации, исследование режимов полета, летные испытания которых сопряжены с повышенной опасностью.

Основным элементом пилотажного стенда является кабина, включающая рычаги управления вертолета, пилотажно-навигационные приборы, пульт управления вычислительной машиной и регистрирующей аппара-

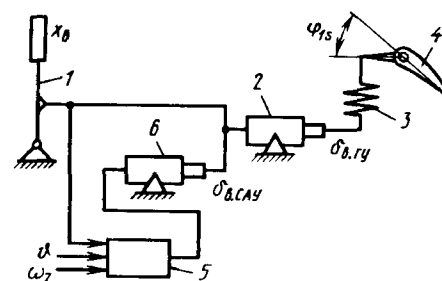


Рис. 2.31. Условная схема системы управления:

1 — ручка управления; 2 — гидроусилитель; 3 — автомат перекоса; 4 — лопасть; 5 — вычислитель САУ (автопилота); 6 — исполнительный механизм САУ

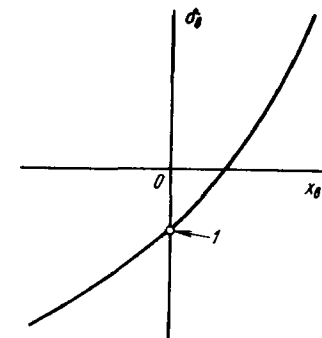


Рис. 2.32. Зависимость отклонения автомата перекоса от перемещения ручки продольного управления:

1 — крайсерский режим

турой. Важной информацией, влияющей на оценку управляемости вертолета, являются ощущения, получаемые летчиком при перемещениях рычагов управления. Поэтому моделирование механической проводки цепи управления до гидроусилителя желательно выполнять полунатурным. Для этого на пилотажном стенде устанавливаются системы, позволяющие смоделировать усилия на рычагах управления, механизм снятия усилий (так называемое триммирование), трение проводки управления, диапазон отклонений рычагов управления.

Часто система управления выполняется таким образом, что зависимость положения штока гидроусилителя (угла наклона автомата перекоса и угла установки лопастей рулевого винта) от отклонения рычага управления нелинейна (рис. 2.32). Такая конструкция обусловлена стремлением обеспечить близкие к нейтральным положения рычагов управления на длительных режимах полета, а также желаемую эффективность управления, и поэтому должна быть отражена при моделировании.

Диапазон отклонения рычагов управления устанавливается на пилотажном стенде. Однако это не снимает необходимость ограничения в математической модели перемещения штоков гидроусилителей (углов наклона автомата перекоса и установки лопастей винтов). Это вызвано тем, что на многих вертолетах диапазоны перемещения рычагов управления для компенсации последствий отказа САУ делаются большими, чем необходимы для полного отклонения перекоса, например, $|x'_в|_{\max} = |\delta_в|_{\max} + |\delta_{в\text{САУ}}|_{\max}$. Следует также иметь в виду, что иногда, в целях улучшения управляемости вертолета или по конструктивным соображениям, в системе управления до гидроусилителя производится суммирование перемещений различных рычагов управлений, например, отклонения педалей и общего шага (так называемая система шаг — винт) [12].

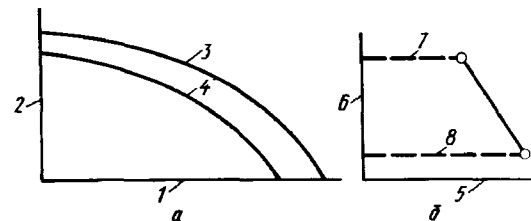
Моделирование гидроусилителя

Максимальная скорость гидроусилителя при отсутствии внешней нагрузки на шток такова, что обеспечивает перемещения органов управления на весь диапазон за 1,0 ... 0,5 с. С увеличением действующей нагрузки скорость штока уменьшается (рис. 2.33, а) вплоть до нуля. На зависимость $\delta_{г\text{у max}}$ от $P_{г\text{у}}$ влияет давление в гидросистеме. В свою очередь, давление определяется (рис. 2.33, б) подачей насоса и поэтому зависит от числа включаемых гидроустройств и интенсивности их работы. Это необходимо учитывать при моделировании системы управления, особенно маневренных вертолетов, так как при маневрах возникают наибольшие нагрузки. Для упрощения математической модели давление в гидросистеме можно не моделировать, а принимать зависимость $\delta_{г\text{у max}} = f(P_{г\text{у}})$ при среднем давлении, соответствующем решаемой задаче. Постоянная времени гидроусилителя мала, 0,01 ... 0,025 с, и поэтому во многих задачах динамики полета можно ее не учитывать.

Для воспроизведения на пилотажном стенде ограничения скорости

Рис. 2.33. К определению максимальной скорости перемещения штока гидроусилителя:

а — нагрузочная характеристика; 1 — нагрузка на шток; 2 — максимальная скорость штока; 3, 4 — соответственно максимальное и минимальное давление в гидросистеме; б — характеристика насоса; 5 — давление в гидросистеме; 6 — подача насоса; 7, 8 — соответственно работа одного и всех органов управления



перемещения рычага управления моделирование должно быть полунатурным с установкой гидроусилителя или какого-нибудь другого механизма. Поэтому часто такое ограничение выполняется математически: вводится условие $|\delta_{г\text{у}}| \leq \delta_{г\text{у max}}$. А для того, чтобы оператор пилотажного стенда имел информацию о достижении максимальной скорости штока, на приборной доске устанавливается табло, на которое подается сигнал превышения $\delta_{г\text{у max}}$, т. е. $(\delta_{г\text{у max}} - |\delta_{г\text{у}}|) > 0$. В исследованиях режимы должны выполняться с таким темпом отклонения рычагов управления, чтобы сигнал превышения не возникал.

Моделирование автопилота

Математическая модель автопилота должна воспроизводить выполняемые им функции по стабилизации режима полета и улучшению характеристик управляемости.

В задачах динамики полета работа автопилота может описываться линейным выражением, например для канала тангажа

$$\delta_{в\text{АП}} = (-i_{\vartheta} \vartheta - i_{\omega_z} \omega_z + i_{\text{комп}} x'_в + \delta_{\text{согл}}) / (\tau_{\text{АП}} p + 1), \quad (2.86)$$

где i_{ϑ} , i_{ω_z} , $i_{\text{комп}}$ — передаточные числа автопилота; $\delta_{\text{согл}}$ — положение штока сервопривода в режиме согласования, $\tau_{\text{АП}}$ — постоянная времени.

На вертолетах с целью обеспечения безопасности при отказах автопилота ход штока сервопривода ограничен. Обычно отклонение автопилота перекоса исполнительным механизмом автопилота не превышает 20 % полного диапазона. Поэтому выражение (2.87) должно быть дополнено условием $|\delta_{в\text{АП}}| \leq (\delta_{в\text{АП}})_{\max}$.

Режим согласования автопилота моделируется следующим образом. При нажатой кнопке согласования в математической модели формируется сигнал, равный

$$\delta_{\text{согл}} = i_{\vartheta} \vartheta - i_{\text{комп}} x'_в. \quad (2.87)$$

При этом исполнительный механизм автопилота реагирует только на сигнал угловой скорости $\delta_{\text{в.АП}} = i_{\omega_z} \omega_z$. В момент отпускания кнопки величина $\delta_{\text{согл}}$ запоминается ($\delta_{\text{согл}} = \text{const}$), и относительно этого значения автопилот производит регулирование режима полета.

Аналогичный вид имеют выражения, описывающие работу других каналов автопилота. В отличие от рассмотренного канала они могут не содержать компенсационный датчик или, как это иногда делается в канале управления углом рысканья, передаточное число по угловой скорости в зависимости от режима работы автопилота может изменяться (включение режима согласования канала рысканья производится концевыми выключателями, расположенными на педалях).

На многих вертолетах устанавливается система улучшения управляемости и устойчивости (СУУ), или автопилот является составной частью системы автоматического управления. В этих случаях выражение (2.87) дополняется слагаемым, пропорциональным сигналу, сформированному вычислителями этих систем.

2.7. ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ НА ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ МАШИНАХ

На АВМ благодаря тому, что вычислительные элементы работают одновременно, обработка поступающей информации происходит с практически неограниченной скоростью. Основным достоинством АВМ является возможность наиболее простого сопряжения с пилотажным стендом и другим оборудованием. К недостаткам АВМ относится трудность реализации сложных математических моделей из-за необходимости использования большого объема вычислительных средств. Так, например, для моделирования пространственного движения вертолета требуется не менее двух вычислительных машин типа МН-17М (более 300 операционных усилителей). Дальнейшее увеличение объема модели является нецелесообразным из-за усложнения контроля ее работоспособности.

Следует отметить, что для эффективного применения универсальных АВМ многие вычислительные элементы должны быть доработаны в соответствии с особенностями математической модели.

Основным достоинством моделирования на цифровой вычислительной машине (ЦВМ) является возможность увеличения объема математической модели, а также быстрой ее замены. Для работы с пилотажным стендом информация в непрерывной форме, поступающая на ЦВМ, должна преобразовываться в дискретную форму, а информация, полученная с ЦВМ, — в непрерывную, т. е. должен быть создан аналого-цифровой комплекс (АЦВК). Особенностью вычислительного процесса на ЦВМ является последовательное выполнение операций. Это определяет требование включения в АЦВК достаточно быстродействующей ЦВМ. Иначе возникают трудности в обеспечении моделируемых процессов в реальном

масштабе времени. На практике часто по экономическим и другим соображениям в АЦВК используют малые и средние ЦВМ. В этом случае для уменьшения времени счета в совместную параллельную работу включаются две и более ЦВМ, решение части задачи выполняется на АВМ, применяют машинно-ориентированные языки и операционные системы с высоким быстродействием, в которых работа транслятора языка высокого уровня задается в оптимизирующем режиме. К дополнительным средствам повышения быстродействия решения задачи можно отнести различные приемы программирования, например представление тригонометрических и других функций, а также извлечение корня в табличном виде и написание подпрограмм выборки и интерполяции этих данных на машинно-ориентированном языке. Модульная структура программы позволяет выделить блоки модели, не изменяющиеся при исследованиях, и реализовать их стандартными подпрограммами.

Определение коэффициентов аппроксимационных формул

Коэффициенты аппроксимационных формул могут быть вычислены по углам наклоном отдельных отрезков графиков аэродинамических характеристик несущего винта. Более целесообразно работу по отысканию значений коэффициентов выполнять непосредственно на АВМ. Для этого по выбранной формуле необходимо составить модель аппроксимации кривых.

Коэффициенты моделируемой формулы имитируются потенциометрами (делителями) напряжения, которые подключаются к выходным операционных усилителей (для варьирования значений аргументов функции) или к источнику опорного напряжения. Методика определения коэффициентов аппроксимационных формул состоит в следующем: на фиксированных скоростях полета подбираются положения потенциометров, при которых напряжение на выходе операционного усилителя для разных значений аргументов $V'_{\text{ун}}$, δ_0 , ω_{zn} , $\omega_{\text{хн}}$ будет наиболее точно соответствовать значениям функции на графиках. По результатам проделанной работы на функциональных преобразователях набираются значения коэффициентов формулы, которые зависят только от одной переменной — скорости полета. Затем эти блоки подключаются к входам операционных усилителей вместо соответствующих потенциометров. Отметим, что по изложенной методике коэффициенты аппроксимационных формул определяются в нормированном для моделирования виде, и при этом учитываются инструментальные ошибки вычислительной машины.

Точность и надежность моделирования на АВМ

Погрешности модели обусловлены наличием первичных методических и инструментальных ошибок. Последние являются следствием несовершенства АВМ: дрейф нулевого уровня усилителей, погрешности мно-

жительных устройств и т. д. Элементарные математические операции и интегрирование выполняются на АВМ МН-17М с погрешностями 0,1 ... 0,3 %, тригонометрические операции и деление — 0,8 ... 1 %. Точность решения задач на АВМ зависит также от принятых при моделировании диапазонов изменения параметров, от тщательности регулирования электрической схемы модели, если используется большое число усилителей и др. Наблюдающееся при этом увеличение погрешности, однако, не выводит ее из допустимых для моделирования пределов.

Характеристики несущего винта моделируются формулами, коэффициенты которых являются функциями одной переменной. Поэтому они достаточно просто воспроизводятся на АВМ методом кусочно-линейной аппроксимации. Число отрезков разбиения кривой может быть равно восемнадцати, что дает возможность воспроизводить функции с погрешностью 0,3 ... 0,5 %. Следовательно, точность воспроизведения аэродинамических характеристик на АВМ зависит в основном от принятой аппроксимационной формулы. Ее можно усложнить для уменьшения погрешностей, но это приводит к увеличению необходимого оборудования. Результаты моделирования характеристик несущего винта по формулам, описанных в разд. 2.3, иллюстрируются рис. 2.34 и 2.35, на которых показаны в качестве примера наиболее сложные аэродинамические зависимости.

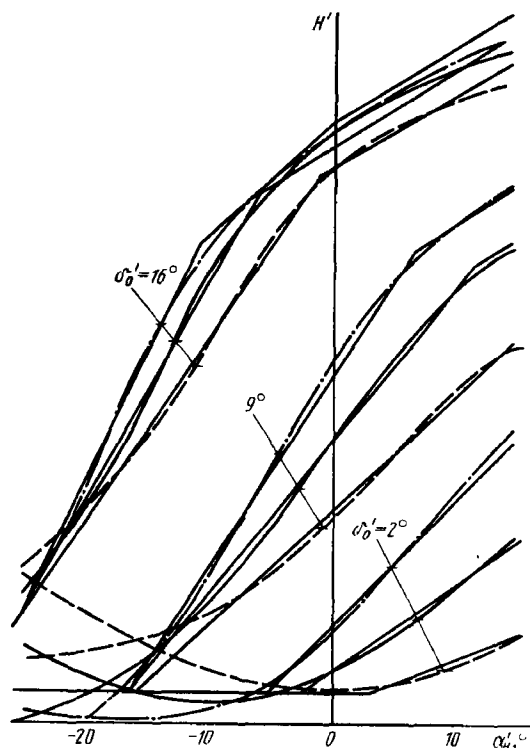
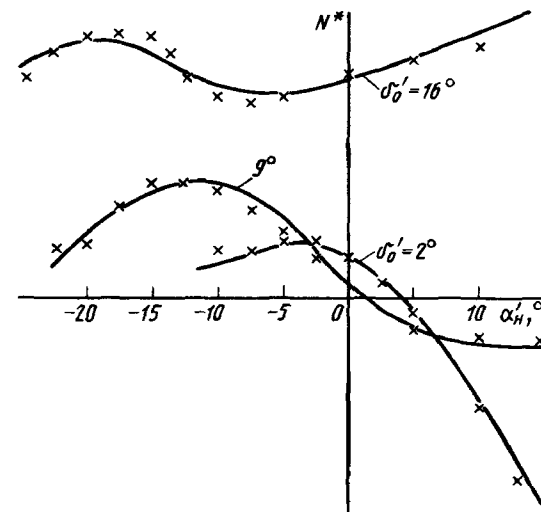


Рис. 2.34. Сравнение результатов моделирования продольной силы несущего винта по аппроксимационной формуле с расчетными зависимостями:

$\bar{V}_H = \text{const}$; — $\omega_{zH} = 0$;
- - - $\omega_{zH} > 0$; - · - $\omega_{zH} < 0$

Рис. 2.35. Сравнение результатов моделирования мощности несущего винта по аппроксимационным формулам с расчетными зависимостями:

$\bar{V}_H = \text{const}$; $\omega_{zH} = 0$



этих диапазонов не приведены). Такие ошибки допускаются, так как они соответствуют большим отрицательным значениям тяги несущего винта (вертикальной перегрузке $n_y < -0,5$).

Правые части уравнений движения вертолета (2.8)...

(2.10) представляют собой

выражения, для определения которых требуется произвести целый ряд вычислений. Оценка точности моделирования выполняется на основе сравнения балансировочных кривых режимов горизонтального полета, набора высоты на взлетной мощности двигателя и самовращения, полученных на математической модели, с расчетами. Опыт моделирования показал, что при описанном методе аппроксимации кривых отклонения точек от расчетных не превышают: $\delta_B = 0,3^\circ$, $\delta_0 = 0,5^\circ$, $\vartheta = 0,8^\circ$, т. е. отличия в зависимостях невелики. Лучшего их совпадения для практики не требуется. Таким образом, точность излагаемого метода моделирования вполне достаточна для выполнения исследований траекторий полета.

Опыт работы авторов с моделью в течение нескольких лет показал достаточную надежность работы АВМ и АЦВК. Контроль работоспособности модели движения вертолета осуществляется в статическом и динамическом режимах. При статическом контроле сравниваются балансировочные кривые вертолетов с полученными при отладке. Желательно производить также контроль установившихся режимов полета, на которых угловые скорости тангажа, крена и рысканья не равны нулю, например при виражах — спиралях. В связи с тем, что на функциональных преобразователях АВМ значения точек кривых (напряжения) зависят друг от друга, контроль достаточно произвести на двух скоростях полета. В случае отказов неполадки модели достаточно быстро находятся сравнением значений сил, моментов, углов атаки с заданными для моделирования. Динамический контроль производится путем сравнения движения вертолета с эталонным при импульсном отклонении ручки управления назад. При этом параметры движения изменяются в большом диапазоне, включающем области срыва потока на несущем винте и элементах планера.

2.8. ПРИМЕРЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТРАЕКТОРИЙ ПОЛЕТА. НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ ОДНОВИНТОВОГО ВЕРТОЛЕТА

Результаты исследований, приведенные в настоящем разделе, иллюстрируют задачи динамики полета, решаемые методом моделирования на пилотажном стенде. С особенностями маневров, выполняемых вертолетами, можно ознакомиться в руководствах по летной эксплуатации, а также в литературе по практической аэродинамике, например в [11, 19]. Методы изучения маневренности вертолета, а также результаты исследований приведены в [1, 23]. Однако в этих работах вопросы, касающиеся траекторий движения при маневрах, рассмотрены весьма кратко. Излагаемые ниже материалы частично восполняют этот пробел. Их цель также познакомить с особенностями маневров и их отдельных элементов, показать закономерности изменения параметров движения и влияние методов пилотирования на отдельные участки и траекторию движения в целом. Приведены исследования различных фигур пилотажа, в том числе косой полупетли, петли Нестерова, рассмотрено влияние вертикальной перегрузки на характеристики траекторий.

2.8.1. ГОРКА. ПОЛЕТ ПО РЕЛЬЕФУ МЕСТНОСТИ И ОБЛЕТ ПРЕПЯТСТВИЙ

Горка — это маневр быстрого набора высоты, применяемый также для интенсивного торможения вертолета.

В зависимости от характера изменения во времени угла тангажа будем различать два типа горки:

с прямолинейным (почти) участком траектории (см. рис. 2.38, а), на котором угол тангажа некоторое время выдерживается постоянным, $\Delta\vartheta = \text{const}$;

без такого участка ($\Delta t = 0$), для краткости будем называть ее S-образной горкой.

Характеристики траекторий горки. Изменение высоты при горке определяется, в основном, тремя параметрами: скоростями полета вертолета при вводе и выводе в горизонтальный полет, а также величиной изменения угла тангажа на кабрирование. При этом предполагается, что ввод и вывод из горки (увеличение и уменьшение $\Delta\vartheta$) производится за минимальное время. Набор высоты при маневре тем больше, чем больше V_0 и больше торможение вертолета на горке. Например, при скоростях ввода в горку 300 км/ч и вывода 100 км/ч, в зависимости от угла $\Delta\vartheta$, набор высоты составляет 370 ... 500 м (при $\Delta\vartheta \leq 10^\circ$ — до 1000 м), а при $V_0 = 150$ км/ч и той же скорости вывода — только 40 ... 50 м.

Наиболее полную информацию о траекториях горки, выполненных

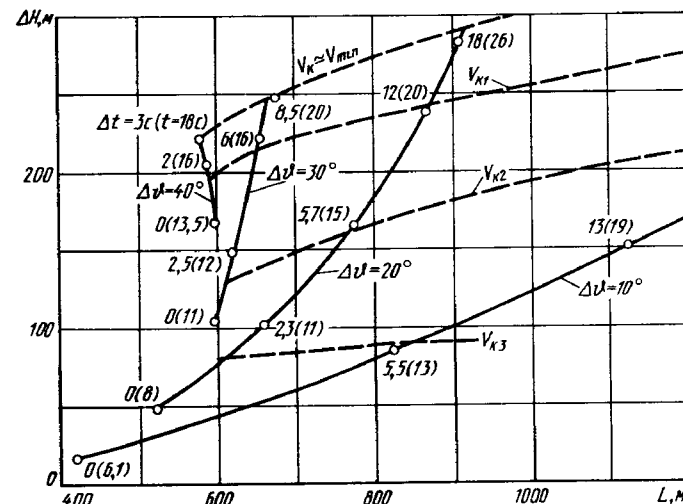


Рис. 2.36. Зависимость координат конечной точки траектории ΔH , L и времени горки t от изменения угла тангажа $\Delta\vartheta$ и времени Δt :
 $V_0 = \text{const}$; $V_{к1} < V_{к2} < V_{к3}$

с разными углами $\Delta\vartheta$ при одной и той же скорости V_0 , дает график (рис. 2.36). Точки на представленных кривых являются координатами конечных точек траекторий полета ΔH , L . Возле каждой из них указаны Δt (первая цифра) — время выдерживания $\Delta\vartheta = \text{const}$ и t (цифра в скобках) — время маневра, включающее, кроме Δt , время ввода и вывода из горки. Пунктирные линии на графике соответствуют одинаковым значениям конечной скорости горки, на которой вертолет переходит в горизонтальный полет.

Из приведенных характеристик траекторий следует, что для набора высоты при ограниченной дистанции L горку следует выполнять с максимальным углом тангажа. Угол $\Delta\vartheta$ ограничен при любом наборе высоты торможением вертолета до минимально допустимой скорости. Например, в случае $V_{\min} \approx V_{к1}$ при $\Delta H = 200$ м $\Delta\vartheta \approx 40^\circ$ (при этом $\Delta t = 0$, т. е. тип горки S-образный).

Для набора высоты за минимальное время нет необходимости выполнять S-образную горку с $\Delta\vartheta_{\max}$. Например, для увеличения высоты на 165 м горку можно выполнить с $\Delta\vartheta = 40^\circ$ при $\Delta t = 0$ или с $\Delta\vartheta = 20^\circ$ при $\Delta t = 5,7$ с. При этом время маневра соответственно равно 13,5 и 15 с. Уменьшение углов $\Delta\vartheta$ упрощает пилотирование и несущественно увеличивает время маневра (не более, чем на 1 ... 1,5 с).

Таким образом, в зависимости от назначения маневра, горки на скорости V_0 , для которых приведены данные траектории (см. рис. 2.36), целесообразно выполнять с углами $\Delta\vartheta = 20 \dots 40^\circ$. Исследования горки показали, что при скорости $V_0 = 300$ км/ч $\Delta\vartheta = 30 \dots 50^\circ$. Однако, если

необходимо увеличить высоту полета на $\Delta H \leq 100$ м, то изменение угла не должно превышать $10 \dots 20^\circ$.

Ввод в горку. При вводе изменение угла тангажа производится с темпом, при котором не превышает допустимая или располагаемая вертикальная перегрузка (эти термины поясняются в разд. 3.1 и 3.2). При увеличении угла тангажа на относительно небольшие значения ($\Delta\vartheta = 10^\circ$ при $V_0 = 300$ км/ч или $\Delta\vartheta = 20^\circ$ при $V_0 \leq 250$ км/ч) минимальное время ввода определяется возможностью точного выхода на заданный угол, и поэтому ввод осуществляется с относительно небольшой перегрузкой.

Пример зависимости максимальной перегрузки $n_{y\max}$ и параметров траектории $\Delta H_{\text{ввод}}$ и $L_{\text{ввод}}$ от времени ввода в горку t_ϑ приведен на рис. 2.37. Из графика видно, что при $\Delta\vartheta = 30^\circ$ и $V_0 = 300$ км/ч максимальная перегрузка $n_{y\max} = 2,0$, если $t_\vartheta = 3,6$ с. При этом изменение высоты составляет $\Delta H_{\text{ввод}} = 36$ м, а путь $L_{\text{ввод}} = 280$ м. Для выполнения маневра с $n_{y\max} = 1,6$ ввод в горку должен быть осуществлен с меньшим темпом, т. е. за большее время, $t_\vartheta = 6,7$ с. В этом случае $\Delta H_{\text{ввод}} = 82$ м и $L_{\text{ввод}} = 500$ м. Однако следует отметить, что выполняя маневр с большей максимальной перегрузкой, вертолет быстрее увеличивает угол траектории, у него большая V_{yg} , и поэтому за время $(t_\vartheta + \Delta t) = \text{const}$ набор высоты в первом случае будет на $10 \dots 20$ м больше.

В рассмотренных примерах разница во времени ввода в горку составляет ~ 3 с. При разнице в $1 \dots 2$ с траектории отличаются еще меньше.

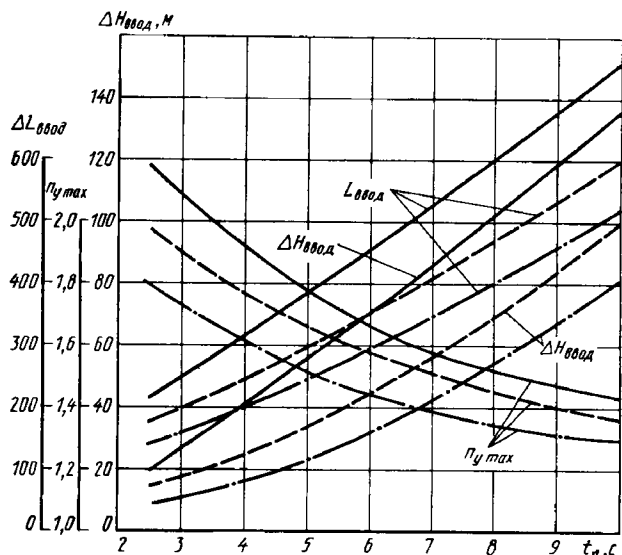


Рис. 2.37. Зависимость максимальной перегрузки и параметров траектории при вводе в горку от времени изменения угла тангажа:

— $V = 300$ км/ч; --- 250 км/ч; - · - · - 200 км/ч

Таким образом, увеличение времени ввода по сравнению с минимальным на ~ 2 с (что существенно, так как при этом $\Delta n_y \approx 0,2$), практически не сказывается на траектории движения вертолета.

Вертикальная скорость V_{yg} достигает максимального значения сразу после вывода вертолета на максимальный угол тангажа и уменьшается по мере торможения вертолета. Она определяется, таким образом, начальной скоростью горки. Например, при $V_0 = 300$ км/ч V_{yg} составляет 35 м/с, если $\Delta\vartheta = 40 \dots 50^\circ$, и 24 м/с, если $\Delta\vartheta = 20^\circ$. При горке с $V_0 = 200$ км/ч в случае $\Delta\vartheta = 20^\circ$ максимальная вертикальная скорость равна 15 м/с.

Вывод из горки. Если горка выполняется при постоянном общем шаге, то после уменьшения угла тангажа до начального значения вертолет продолжает набор высоты. Он происходит за счет превышения располагаемой мощности над потребной. Для прекращения набора необходимо уменьшить общий шаг или изменить угол тангажа на пикирование. Набор высоты при выводе из горки не существенно зависит от скорости $V_{\text{выв}}$, и при $\delta_0 = \text{const}$ определяется, в основном, V_0 и $\Delta\vartheta$.

Минимальная перегрузка. При выводе из горки величина $n_{y\min}$ зависит от $V_{\text{выв}}$, а также от величины и времени изменения угла тангажа. Однако на скоростях, меньших 150 км/ч, $n_{y\min}$ зависит в основном от $\Delta\vartheta$, и очень слабо от времени его изменения. Более подробно этот вопрос рассмотрен в разд. 2.8.2. Существует различие между реализацией $n_{y\min}$ при выводе из горки и вводе в пикирование. Например, при горке с $V_{\text{выв}} = 120$ км/ч и $\Delta\vartheta = 50^\circ$ $n_{y\min} = 0,55$, а при вводе в пикирование с $V_0 = 120$ км/ч $n_{y\min} = 0,4$. Меньшее изменение вертикальной перегрузки, $\Delta n_y = (1,0 - n_{y\min})$, при горке обусловлено торможением вертолета (например, в момент времени, когда $n_y = n_{y\min}$, при горке $V = 110$ км/ч, а при пикировании $V = 150$ км/ч). Разница также вызвана тем, что парирующее отклонение ручки управления "на себя", которое требуется для прекращения уменьшения угла тангажа, существенно больше (в два раза) при выводе из горки.

Возможности полета по рельефу местности с постоянной скоростью находятся при аэродинамическом расчете вертолета: $\theta_{\max} = \arcsin V_{yg\max}/V$. Большие углы траектории, в $1,5 \dots 2,0$ раза, возможны, если облет происходит с торможением вертолета. Однако при этом $\theta_{\max}$ зависит от протяженности рельефа. Рассмотрим характеристики траекторий таких маневров (рис. 2.38, б).

По известным параметрам траектории горки ΔH , L , ΔH_θ и L_θ характеристики рельефа можно найти по формулам:

$$\operatorname{tg} \theta_p = (\Delta H - \Delta H_\theta) / (L - L_\theta);$$

$$H_p = \Delta H; \quad L_p = H_p \operatorname{ctg} \theta_p; \quad \Delta L_p = L - L_p,$$

где H_p , L_p , θ_p — соответственно высота, протяженность и угол наклона рельефа местности; L_p — расстояние перед рельефом, необходимое для ввода вертолета в маневр.

На начальном участке горки до момента выхода вертолета на почти прямолинейный набор высоты (прямолинейным участком горки будем считать участок при $\theta \geq \Delta\vartheta$ (см. рис. 2.38, а)). Параметры траектории ввода — ΔH_θ , t , ΔV_θ , за исключением L_θ , слабо зависят от начальной скорости маневра V_0 . Например, для изменения траектории полета на $\theta = 20^\circ$ требуется время ~ 6 с, при этом вертолет затормозится на ~ 50 км/ч, изменение высоты составляет 40 ... 60 м, а путь вдоль земли — 320 м при $V_0 = 200$ км/ч и 460 м при 300 км/ч.

В дальнейшем, если полет производится с $\Delta\vartheta = \text{const}$, угол наклона траектории увеличивается (см. рис. 2.38, а). Он достигает максимального значения на участке вывода из горки при скоростях полета $V_{\text{выб}} \dots V_{\text{min}}$. Например, при торможении вертолета до ~ 100 км/ч максимальная вели-

чина θ равна $\Delta\vartheta + 10^\circ$ при горке, выполненной с $V_0 = 300$ км/ч, и $\Delta\vartheta + 5,0^\circ$ при $V_0 = 250$ км/ч. При скоростях ввода $V_0 = 200$ и 150 км/ч после вывода на траекторию $\theta = \Delta\vartheta$ угол наклона траектории не изменяется.

Исследования показали, что без увеличения мощности двигателя ($\delta_0 = \text{const}$) при $V_0 = 300$ км/ч возможен облет рельефа с углом $\theta = 30^\circ$. При этом $H_p = 405$ м, $L_p = 635$ м, $\Delta L_p = 390$ м. Если уклон рельефа равен $\theta_p = 20^\circ$, а его высота $H_p = 500$ м (отсчитывая от высоты полета вертолета), то облет без увеличения общего шага возможен при $V_0 = 300$ км/ч и $\Delta L_p = 285$ м. Облет такого же рельефа, но меньшей высоты $H_p = 240$ м возможен при $V_0 = 250$ км/ч и $\Delta L_p = 225$ м. Оказалось, что при $V_0 = 300$ км/ч полет с $\Delta\vartheta > 30^\circ$ практически не увеличивает θ_p и только уменьшает L_p . Поэтому увеличение угла тангажа на такие значения нецелесообразно. Это же относится при $V_0 = 250$ км/ч к углам более 25° .

Полет по наклонной траектории с углами $\geq 20^\circ$ возможен на относительно небольшие расстояния — 1200 ... 300 м (в зависимости от исходной скорости маневра). Длительный полет необходимо выполнять с увеличением мощности двигателя и торможением вертолета на горке до скорости, при которой возможен установившийся полет по данному рельефу.

Рассмотрим, каковы возможности вертолета при облете невысоких препятствий. На рис. 2.38, в показаны две траектории облета. Траектория 1 соответствует облету препятствия без превышения набора высоты над ним ($\Delta H_{\text{пр}} = 0$), т. е. следованию за рельефом, а траектория 2 — с превышением, чтобы маневр начинался на наименьшей дистанции от препятствия. Следовательно, последний маневр определяет минимальное расстояние, при котором еще возможен облет препятствия.

В качестве примера в табл. 2.1 приводятся требуемые расстояния до препятствия в зависимости от скорости полета V_0 и допускаемого $\Delta H_{\text{пр}}$ при двух высотах препятствия 25 и 50 м. Они соответствуют вводу в горку с $n_{y\text{max}} = 1,6 \dots 1,8$ ($\delta_0 = \text{const}$), при этом вертолет изменяет угол тангажа на величину, указанную в таблице. Из приведенных данных видно, что при $V_0 = 300$ км/ч минимальное расстояние до препятствия

Таблица 2.1

$H_{\text{пр}} = 25$ м				$H_{\text{пр}} = 50$ м			
V_0 , км/ч	$\Delta H_{\text{пр}}$, м	$L_{\text{пр}}$, м	$\Delta\vartheta$, °	V_0 , км/ч	$\Delta H_{\text{пр}}$, м	$L_{\text{пр}}$, м	$\Delta\vartheta$, °
200	0	320	20	200	0	355	27
	30	240	20		50	260	30
300	0	520	8	300	0	600	15
	60	360	20		130	440	30

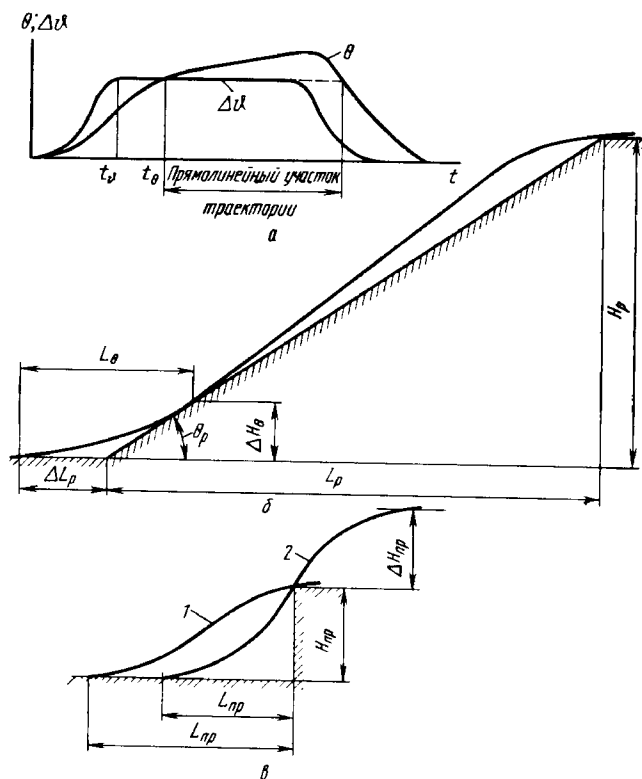


Рис. 2.38. К полету по рельефу местности и облету препятствия:

а — изменение по времени угла наклона траектории при горке с $\vartheta = \text{const}$; б — схема полета по рельефу местности; в — схема облета препятствия; 1 — без превышения высоты над ним; 2 — с превышением высоты

составляет 440 м, если $H_{пр} = 50$ м, и 360 м, если $H_{пр} = 25$ м. Увеличение вертикальной перегрузки по сравнению с указанными выше значениями сокращает необходимую дистанцию. Однако превышение $n_{y\max} = 2,0 \dots 2,2$ дает малый выигрыш.

2.8.2. ПИКИРОВАНИЕ. ВЫВОД ИЗ ПИКИРОВАНИЯ С РАЗВОРОТОМ

Пикирование — это маневр быстрого снижения и, если допустима потеря высоты, быстрого разгона вертолета.

Используем следующие обозначения:

V_0 , $V_{\max}$, V_k — начальная, максимальная и конечная скорости пикирования;

$V_{\text{выв}}$ — скорость, при которой начинается отклонение ручки "на себя" при выводе из пикирования;

$\Delta H_{\text{выв}}$ — изменение высоты за время вывода из пикирования.

Изменение высоты полета при пикировании с $\delta_0 = \text{const}$ зависит в основном от начальной и максимальной скоростей маневра. Например, при $V_0 = 100$ км/ч в случае разгона вертолета до 200 км/ч снижение вертолета составляет 120 ... 170 м, а при $V_{\max} = 300$ км/ч — 350 ... 420 м.

Параметры траектории движения вертолета ΔH , L , $V_{\max}$ и t при пикировании с разными $\Delta\vartheta$ и Δt иллюстрируются рис. 2.39. Точки кривых графика являются конечными точками траектории пикирования: ΔH , L . Возле каждой из них указано два числа. Первое число — время пикирования с данным $\Delta\vartheta$ (обозначенное, как при горке, Δt), второе, в скобках, — общее время маневра. Если $\Delta t = 0$, то это пикирование, состоящее из уменьшения угла тангажа и последовавшего сразу его увеличения (S -образное пикирование). Пунктирные линии соответствуют одинаковым значениям максимальной скорости при выводе вертолета из пикирования.

Из представленных зависимостей видно, что пикирование с изменением высоты на $\Delta H = 200$ м при $\Delta\vartheta = 20^\circ$ и $\Delta t = 6$ с происходит за 15 с, а S -образное с $\Delta\vartheta = 31^\circ$ — за 13,8 с. При этом параллельный земле путь соответственно составляет $L = 980$ и 890 м.

Последний вид пикирования имеет ряд особенностей, делающих этот маневр более сложным по сравнению с прямолинейным, на котором $\Delta\vartheta \approx \text{const}$. Как будет показано в разд. 3.3, из-за резкости маневра возможно сближение лопастей несущего винта с ограничителями махового движения и хвостовой частью планера. Чтобы получить одинаковое изменение высоты, S -образное пикирование необходимо выполнять с большим углом тангажа, чем при прямолинейном. Однако по времени снижения или по времени разгона вертолета оно преимуществ, практически, не имеет. Особенностью такого пикирования являются в два с лишним раза большие, чем при $\Delta t > 0$, потери высоты при выводе из пикирования. Это

объясняется тем, что вертолет имеет в момент начала вывода большое вертикальное ускорение $\dot{V}_{yg}$, направленное вниз, и отрицательную угловую скорость тангажа.

Максимальное изменение угла тангажа, с которым возможно пикирование с $\Delta\vartheta = \text{const}$, определяется необходимым временем выдерживания его постоянным, диапазоном скоростей маневра и перегрузкой при выводе. Например, если $V_{\max} = 300$ км/ч, то при $V_0 = 100$ км/ч $\Delta\vartheta_{\max} = 40^\circ$, при 200 км/ч — 20° , и при 250 км/ч — 10° . При таких углах тангажа маневр достаточно быстрый (дальнейшее его увеличение дает малый выигрыш во времени) и позволяет пикировать с $\Delta\vartheta = \text{const}$ не менее 4 ... 5 с.

Рассмотрим особенности движения вертолета на различных участках траектории пикирования.

В в о д в п и к и р о в а н и е сопровождается уменьшением угла атаки, вертикальной перегрузки и ростом скорости полета. При этом тяга несущего винта изменяется в линейной (досрывной) области характеристик. На малых скоростях полета это дает возможность оценивать изменение вертикальной перегрузки вертолета по формуле $\Delta n_y \approx n_y^\alpha \Delta\alpha$ (величиной производной n^V можно пренебречь). Производная n^α с увеличением скорости возрастает. При $V_0 < 150$ км/ч, например при малом темпе изменения тангажа, мы получим малое приращение угла атаки, но за счет прироста скорости полета увеличится величина самой производной n_y^α . Поэтому при вводе в пикирование вертикальная перегрузка в основном определяется величиной изменения угла тангажа $\Delta\vartheta$. Например, при $V_0 = 100$ км/ч одна и та же перегрузка $n_{y\min} = 0,5$ получается при изменении угла тангажа на -40° за 5 и 8 с. На скоростях полета $V_0 > 200$ км/ч зависимость $n_{y\min}$ от темпа изменения угла тангажа становится заметной. Так, при $V_0 = 250$ км/ч выход за 3 с на $\Delta\vartheta = -15^\circ$ происходит с перегрузкой $n_{y\min} = 0,5$, а за 7,5 с на тот же угол — 0,7. График $n_{y\min} = f(\Delta\vartheta)$ приведен на рис. 2.40. Кривая, соответствующая $V_0 = 100$ км/ч, не зависит от темпа ввода в маневр, а для $V_0 = 200, 250$ км/ч — наиболее быстрому изменению угла тангажа, т. е. такому темпу, при котором еще возможно достаточно точно выйти на заданный угол тангажа.

Кроме зависимости от времени t_ϑ , снижение вертолета на участке ввода в пикирование также определяется V_0 и $\Delta\vartheta$. При $V_0 = 100$ км/ч выход на $\Delta\vartheta = 40^\circ$ за 6 с сопровождается изменением высоты на 37 м, а за 5 с — на 22 м. При $V_0 = 250$ км/ч, такие же ΔH получаются при $\Delta\vartheta = 20^\circ$, если t_ϑ соответственно 5 и 4 с.

Н а п р я м о л и н е й н о м у ч а с т к е траектории ($\theta \approx \Delta\vartheta$) перегрузка зависит только от угла тангажа: $n_y \approx \cos \vartheta$. У вертолета с крылом силы, создающие вертикальную перегрузку, с ростом скорости полета перераспределяются так, что за счет увеличения подъемной силы крыла тяга несущего винта уменьшается.

В ы в о д и з п и к и р о в а н и я. Чтобы уменьшить потери высоты при выводе, необходимо отклонять ручку управления на себя с темпом, обес-

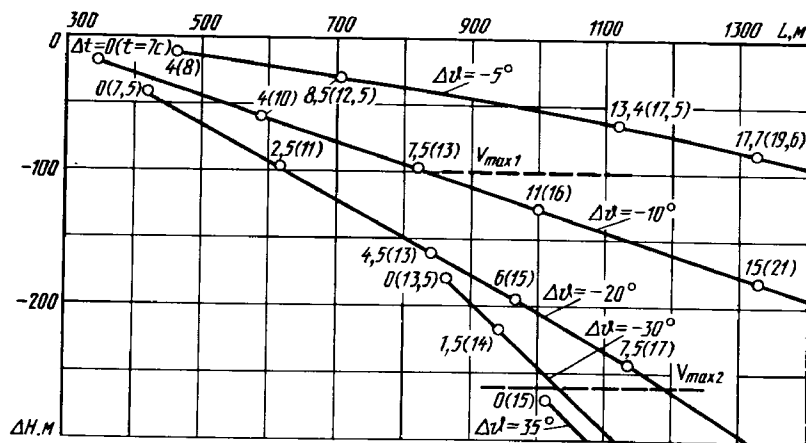
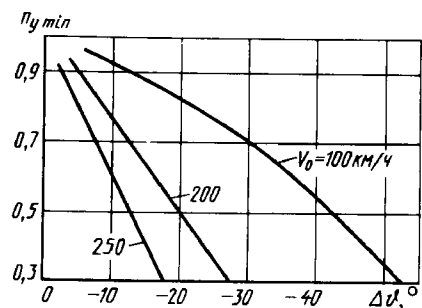


Рис. 2.39. Зависимость координат конечной точки траектории ΔH , L и времени пикирования t от изменения угла тангажа $\Delta\theta$ и времени Δt :
 $V_0 = \text{const}$; $V_{\max 2} > V_{\max 1}$

Рис. 2.40. Зависимость минимальной перегрузки от скорости ввода в пикирование V_0 и изменения угла тангажа $\Delta\theta$



печивающим увеличение перегрузки до максимально допустимой за минимальное время, и затем поддерживать перегрузку на указанном уровне до уменьшения вертикальной скорости до ~ 3 м/с или до изменения угла тангажа на кабрирование. Потеря высоты $\Delta H_{\text{выв}}$ зависит от вертикальной скорости начала вывода из пикирования $V_{\text{угвыв}} \cong V_{\text{выв}} \Delta\theta$. Если $n_{y\max} = 1,7 \dots 1,8$, $\Delta H_{\text{выв}}$ составляет 25 ... 40 м при $V_{\text{угвыв}} = -10$ м/с, 60 ... 80 м при -20 м/с, и 100 ... 120 м при -30 м/с. Данные относятся к прямолинейному пикированию с $\Delta t \geq 2$ с. Зависимость удобна для запоминания, однако, из-за несовершенства вариометра (запаздывания показаний) она может применяться в случае вертикальных ускорений вертолета в момент вывода из пикирования.

После начала вывода из пикирования вертолет продолжает некоторое время увеличивать скорость. Чтобы не превысить максимальную скорость пикирования $V_{\max}$, этот прирост необходимо учитывать. При $n_{y\max} = 1,5 \dots 1,8$ он приблизительно равен изменению угла тангажа в градусах. Например, если $\Delta\theta = 30^\circ$, прирост скорости составляет $\Delta V \cong 30$ км/ч.

Пикирование с разворотом при выводе. Моделирование показало (рис. 2.41), что на вертолетах с относительно малой допусти-

Рис. 2.41. Траектории пикирования и вывода из него: — с последующим разворотом; - - - с одновременным разворотом

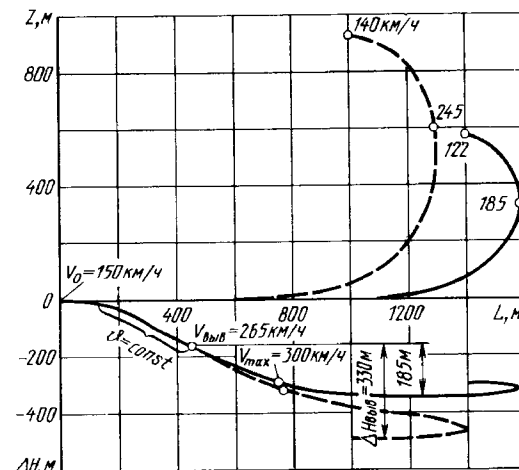
мой вертикальной перегрузкой ($V > 250$ км/ч — 1,5 ... 1,6), одновременно с выводом из пикирования выполнять разворот нецелесообразно. Это объясняется недостаточностью перегрузки для энергичного искривления траектории полета одновременно в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Потеря высоты и радиус разворота будут меньшими в случае, если разворот начинать в момент, когда вертикальная скорость снижения вертолета уменьшится приблизительно до -3 м/с, т. е. после того, как вертолет, практически, выйдет из пикирования. Это следует из сравнения параметров двух траекторий движения вертолета (данные, относящиеся к пикированию с одновременным разворотом, приведем в скобках). Из рис. 2.41 видно, что максимальный путь, пройденный параллельно исходному направлению, составляет $L_{\max} = 1580$ м (1320), смещение вертолета вбок при развороте на $180^\circ - Z = 560$ м (930), общее изменение высоты — $\Delta H = 340$ м (490), потеря высоты при выводе из пикирования — $\Delta H_{\text{выв}} = 180$ м (330), $V_{\max} = 183$ км/ч (276), время маневров, практически, одно и то же ~ 35 с.

Таким образом, при развороте с одновременным выводом из пикирования вертолет значительно больше изменяет высоту ($\Delta H_{\text{выв}}$ увеличивается почти вдвое), разгоняется, а при этом выигрыш в $L_{\max}$ составляет 17%.

2.8.3. РАЗГОН И ТОРМОЖЕНИЕ. ВЕРТИКАЛЬНЫЙ НАБОР ВЫСОТЫ

Пример зависимостей, по которым при разных ускорениях (замедлениях) вертолета $\dot{V}$ можно в заданных условиях полета (m , H_p , t° , C и V) определить N_e , θ и ϑ , показан на рис. 2.42. Видно, что при полете по горизонтальной траектории ($\theta = 0$) вертолет может развить на скорости V ускорение $\dot{V} = 2,4$ м/с² на максимальной мощности двигателей (точка a) и замедление $\dot{V} = -2,4$ м/с² при уменьшении мощности двигателей до режима малого газа (точка b). Если разгон и торможение выполнять на наклонной траектории, например при $\theta = -5^\circ$, максимальные



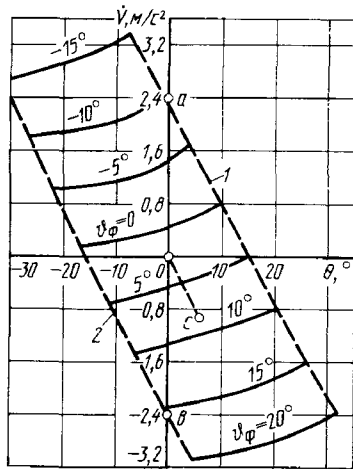


Рис. 2.42. Зависимость ускорения (замедления) вертолета на $V = \text{const}$ от углов наклона траектории и тангажа:

1 — максимальная мощность двигателя; 2 — режим малого газа

значения ускорений $\dot{V} = 3 \text{ м/с}^2$ и $\dot{V} = -1,6 \text{ м/с}^2$. В полете может потребоваться кратковременно изменить угол тангажа, сохраняя при $V = \text{const}$ горизонтальность траектории. Из графика следует, что при максимальном ускорении угол тангажа равен $-9,5^\circ$ (точка a), а при максимальном замедлении $+15,8^\circ$ (точка b). При другой центровке вертолета углы тангажа соответственно могут быть равными -18° и $+10^\circ$. При

маневре без изменения общего шага (мощности двигателей) вертолет из точки O ($V = \theta = 0$) переходит на режим c с другими значениями ϑ , θ , и при этом $\dot{V} \neq 0$ (прямая $0 - c$, приблизительно параллельная прямым 1 и 2, в каждой точке которых угол атаки α и общий шаг δ_0 практически постоянны).

Приблизительно максимальные ускорения и углы тангажа могут быть найдены, если известны максимальные вертикальные скорости вертолета при установившемся наборе высоты и авторотации и угол тангажа при установившемся горизонтальном полете:

$$\dot{V} \cong -g V_{yg}/V = -g \theta; \quad \vartheta = \vartheta_{г.п} - V_{yg}/V. \quad (2.88)$$

По этим данным можно найти время и путь:

$$t = \int_{V_1}^{V_2} (1/\dot{V}) dV; \quad L = \int_{V_1}^{V_2} (V/\dot{V}) dV. \quad (2.89)$$

В этих формулах не учитываются переходные режимы, т. е. режимы ввода вертолета в разгон (торможение) и вывода из него. Кроме того, летчик не может точно выдерживать максимальные значения ускорений (замедлений) во всем диапазоне изменения скорости полета. Фактические значения времени (t) и дистанции маневра (L), а также полученные по формулам (2.88), (2.89) значения приведены в табл. 2.2. Они относятся к скоростям, меньшим максимальной. Разгон до V_{max} из-за уменьшения ускорения вплоть до нуля на максимальной скорости происходит очень медленно.

Видно, что разница между расчетом и моделированием может быть значительной. Особенно это относится к маневрам, связанным с полетом на малых скоростях ($V < 100 \text{ км/ч}$).

Диапазон скоростей, км/ч	Разгон		Торможение	
	$t, \text{ с}$	$L, \text{ м}$	$t, \text{ с}$	$L, \text{ м}$
0 ... ($V_{\text{max}} - 30$)	41* 35**	2250* 1800**	39* 28**	1600* 1200**
100 ... ($V_{\text{max}} - 30$)	30* 27**	1830* 1620**	25* 20**	1350* 1100**

Примечание: * — моделирование, ** — расчет.

Время вертикального набора высоты определяется не только избытками мощности или величиной T/G (см. разд. 4.2.2), но и вертикальным демпфированием $\bar{Y}^{Vy}$, а также приемистостью двигателя. Характер увеличения во времени вертикальной скорости до максимальной — экспоненциальный. Постоянная времени переходного режима $\tau_v = 1/Y^{Vy} = (1/c_T^{Vy} \omega_n R)$ ($16m/\Delta F$) составляет $3,3 \dots 5,0 \text{ с}$ (меньшее значение относится к легкому вертолету с малой нагрузкой на ометаемую площадь винта). Таким образом, выход вертолета на $V_{yg \text{ max}}$ происходит относительно медленно, а средняя скорость набора высоты меньше максимальной. Причем средняя скорость еще больше уменьшается, если набор высоты должен составлять $10 \dots 30 \text{ м}$. Это обусловлено затратами значительной части пути и времени ($2 \dots 4 \text{ с}$) на торможение вертолета. Поэтому, например, при $H = 20 \text{ м}$ $V_{yg \text{ max}}$ более 5 м/с не дает выигрыша во времени изменения высоты.

Максимальное расчетное вертикальное ускорение определяется как $V_{yg \text{ max}}/\tau_v$. Следовательно, при одинаковых τ_v вертолет с большей скоростью подъема мог бы развить большее ускорение. Фактическое ускорение набора является переменной по времени величиной, меньшей расчетной, так как общий шаг и тяга несущего винта увеличиваются летчиком не мгновенно, а за $0,5 \dots 2,0 \text{ с}$, в зависимости от приемистости двигателя.

2.8.4. КОСАЯ ПОЛУПЕТЛЯ

Косая полупетля — это разворот, выполняемый одновременно с набором высоты, траектория которого лежит в одной плоскости. Такой маневр находит применение при спортивном пилотаже, он может потребоваться, например при развороте по рельефу в горной местности.

Размеры траекторий косой полупетли будем характеризовать координатами максимально удаленной точки L_{max} и координатами конечной точки $L_K, Z_K, \Delta H$ (рис. 2.43, точка c). Угол наклона плоскости обозначим χ .

Для движения вертолета в наклонной плоскости вертикальная V_{yg}

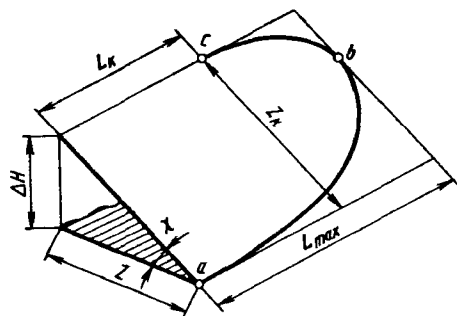
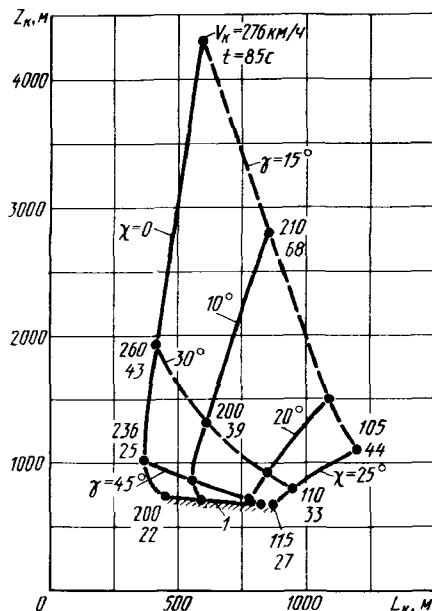


Рис. 2.43. Траектория косой полупетли

Рис. 2.44. Характеристики траекторий косой полупетли:
1 — $n_y = n_{y \max}$



и воздушная V скорости в процессе разворота вертолета от $\psi = 0$ до 180° должны изменяться таким образом, чтобы в каждой точке выполнялось условие $V_{yg} \tan \chi = V \sin \psi$. Полет по такой траектории без вычислительных устройств и индикации осуществить трудно. Определим закономерности изменения параметров движения вертолета, которые могут помочь летчику осуществить маневр, используя штатные пилотажные приборы: авиагоризонт, указатели разворота, скорости полета.

При полете с $\delta_0 = \text{const}$ угол крена γ полностью определяет траекторию движения вертолета, так как выдерживание угла χ определяет изменение тангажа ϑ и, следовательно, скорости V . В зависимости от величины угла крена вертолет при маневре может набрать максимум высоты, либо выполнить разворот в кратчайшее время, однако с набором меньшей высоты. Угол траектории в процессе разворота изменяется от нуля до значения, равного углу наклона плоскости при развороте на $\psi = 90^\circ$ (на рис. 2.43 в точке b $\theta = \chi$), и в дальнейшем уменьшается, чтобы снова стать равным нулю при $\psi = 180^\circ$ (точка c). Таким образом, для выполнения маневра необходимо одновременно изменять углы крена и тангажа. Темп изменения углов ограничен ростом вертикальной перегрузки, уменьшением скорости, а также точностью выдерживания движения в заданной плоскости.

Характеристики траекторий косой полупетли: координаты конечных точек траекторий L_k , Z_k и ΔH , скорость полета в конце маневра V_k и время t , можно представить на графике, характерный вид которого представлен на рис. 2.44. Он относится к маневрам, выполненным при

одной и той же начальной скорости V_0 и при постоянном общем шаге несущего винта $\delta_0 = \delta_{0 \text{ г.п}} = \text{const}$. Сплошные линии на графике соответствуют значению $\chi = \text{const}$, а пунктирные — $\gamma = \text{const}$. Чтобы определить ΔH , необходимо координату Z_k умножить на угол χ . $L_{\max}$ находится приблизительно как $L_k + 0,3 Z_k$.

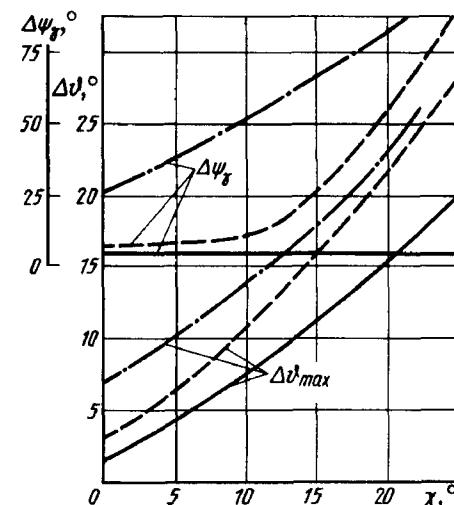
Из графика видно, что с увеличением χ скорость вертолета значительно уменьшается. Например, при маневре с $\gamma = 45^\circ$ в случае $\chi = 10^\circ$ скорость выхода в горизонтальный полет составляет $V_k = 190$ км/ч, а при $\chi = 20^\circ$ — 140 км/ч. Поэтому, чтобы выполнить косую полупетлю в плоскости с большим углом наклона, маневр должен быть начат на большой скорости полета. На малых скоростях возможности вертолета при $\delta_0 = \text{const}$ невелики. Например, при $V_0 = 200$ км/ч $\chi_{\max} \approx 10 \dots 12^\circ$; при этом, если маневр выполняется с $\gamma = 45^\circ$, характеристики траектории следующие: $t = 18$ с, $\Delta H = 70$ м, $Z_k = 390$ м, $L_{\max} = 470$ м.

В зависимости от исходной скорости маневра для осуществления полета в плоскости с $\chi_{\max}$ угол тангажа должен увеличиваться: $\Delta \vartheta = 30^\circ$ при $V_0 = 300$ км/ч, $20 \dots 25^\circ$ при 250 км/ч и $10 \dots 15^\circ$ при 200 км/ч.

Необходимое изменение угла тангажа, обеспечивающее движение вертолета в заданной плоскости, можно определить из рис. 2.45. Приведенная здесь же зависимость $\Delta \psi_\gamma = f(\chi, \gamma)$ поясняет, каким образом по углу рысканья должен изменяться угол крена. Например, при маневре в плоскости с малым углом наклона ($\chi = 10^\circ$) угол крена может увеличиваться достаточно быстро, $\Delta \psi_\gamma = 15 \dots 25^\circ$. В случае $\chi = 20 \dots 25^\circ$ угол крена должен возрастать с таким темпом, чтобы при $\psi = 90^\circ$ достигнуть максимального значения. Вторая часть разворота выполняется с постоянным углом крена и постепенным уменьшением угла тангажа с таким расчетом, чтобы к окончанию маневра тангаж принял балансировочное значение. Уменьшение угла крена для прекращения маневра должно быть начато заблаговременно при $\psi \approx 180^\circ - (\gamma_{\max} \dots \gamma_{\max}/2)$.

При маневрировании на скоростях полета $V_0 = 300 \dots 250$ км/ч для выполнения косой полупетли с большим набором высоты ($\Delta H = 400 \dots 700$ м) необходимо изменение углов крена до $\gamma = 15 \dots 30^\circ$;

Рис. 2.45. Потребное для выполнения косой полупетли увеличение угла тангажа $\Delta \vartheta_{\max}$ и угла рысканья ψ_γ , на котором γ должен достигать значений: — 15° ; --- 30° ; - · - 45° ; $V_0 = \text{const}$



для быстрого разворота ($t = 28 \dots 20$ с) — $\gamma = 45^\circ$, при этом $\Delta H = 340 \dots 140$ м.

Предельные плоскости косой полупетли реализуются при максимальной мощности двигателя. Маневр выполняется следующим образом. Общий шаг за 3 ... 4 с увеличивается до значения, при котором начнет уменьшаться частота вращения несущего винта (это свидетельствует о том, что мощность двигателя достигла максимальной величины), за это время угол крена изменяется до $10 \dots 15^\circ$. В дальнейшем маневр продолжается увеличением углов крена и тангажа одновременно. Темп изменения углов γ и ϑ выбирается таким, чтобы развороту вертолета на $\psi = 90^\circ$ соответствовало уменьшение скорости полета до $150 \dots 120$ км/ч. Такой закон управления выгоден тем, что максимальный угол наклона траектории полета (как отмечалось выше, развороту на $\psi = 90^\circ$ соответствует $\theta = \theta_{\max} = \chi$) вертолет будет преодолевать на наиболее выгодных по скороподъемности скоростях полета. Следует отметить, что при большом общем шаге во время маневра возможно резкое повышение уровня вибраций вертолета и значительный рост нагрузок в системе управления (см. разд. 3.1). Поэтому начинать увеличивать шаг рекомендуется на скоростях не более $V = V_{\max} - (70 \dots 100 \text{ км/ч})$.

Максимальный наклон плоскости, в которой возможен разворот с увеличением общего шага, не зависит от начальной скорости маневра (при $V > 200$ км/ч). Он определяется энерговооруженностью вертолета и составляет для разных вертолетов $35 \dots 50^\circ$.

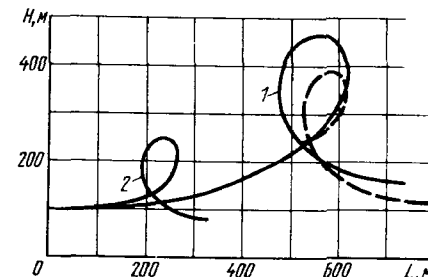
2.8.5. ПЕТЛЯ НЕСТЕРОВА. ПОЛОЖЕНИЕ УРОВНЯ ЖИДКОСТИ В БАКАХ ВЕРТОЛЕТА ПРИ МАНЕВРАХ

На рис. 2.46 приведены результаты моделирования траекторий полета при выполнении петли Нестерова. Траектория 1 ($V_0 = 300$ км/ч) относится к условиям полета (m, H_p, t^0), в которых при максимальной мощности двигателя на наиболее выгоднейшей скорости при установившемся полете скороподъемность вертолета составляет $V_{yg\max} = 17$ м/с. Она получена при маневре с увеличением общего шага до значения, при котором $N_{e\max}$. Пунктирными линиями показана петля, начатая также на скорости 300 км/ч, но выполненная без увеличения шага, $N_e < N_{e\max}$. Петля возможна и в условиях, соответствующих меньшей $V_{yg\max}$, например, ~ 11 м/с (траектория 2 — $V_0 = 200$ км/ч). Однако в этих условиях $V_{\min} = 80 \dots 70$ км/ч (вместо 120 км/ч при траектории 1), и в результате уменьшаются размеры замкнутой части петли.

Замкнутая часть траектории представляет наиболее зрелищный интерес. Поэтому, чтобы петля не вырождалась в переворот вертолета практически на месте, минимальная скорость маневра должна быть не менее $100 \dots 70$ км/ч. Таким образом, форма петли является одним из важных условий, определяющих летные данные вертолета для выполнения манев-

Рис. 2.46. Траектории петли Нестерова при:

— $\delta'_0 = (\delta'_0)_{N\max}$; — — — $\delta'_0 = (\delta'_0)$



ра. Из рис. 2.46 видно, что во всех случаях петля имеет форму вытянутого по вертикали круга. Это связано с интенсивным торможением вертолета на восходящей части петли и разгоном вертолета на ее нисходящей части (при $\theta = 90^\circ$ — сила R_{xa} направлена вперед, $n_{xa} = 0,15 \dots 0,25$; следовательно, $V/g = -0,85 \dots 0,75$; при $\theta = 270^\circ$ — R_{xa} направлена назад, $n_{xa} = -(0,3 \dots 0,4)$, а $V/g = (0,7 \dots 0,6)$. Форма петли также зависит от вертикальной перегрузки в верхней точке траектории. Например, при $n_y = 1,6$ расстояние между точками, соответствующими $\theta = 90$ и 270° , составляет 90 м, вместо 150 м в случае перегрузки $n_y = 1,0$. В верхней точке петли можно создать перегрузку $0,8 \dots 0,6$. Это достигается замедлением вращения вертолета по тангажу. Однако оно приведет к существенному росту скорости и большему уменьшению высоты (практически, вертолет может не выйти из маневра). Таким образом, наиболее рациональным является пилотирование, при котором в верхней точке петли вертолет имеет $n_y = 1,0$.

Минимальную скорость полета $V_{\min}$ вертолет имеет при углах траектории $155 \dots 160^\circ$. Через $0,3 \dots 0,7$ с вертолет достигает верхней точки петли (точка траектории, где $V = V_{\min}$ весьма близка к верхней). В ней сила R_{xa} направлена вперед ($n_{xa} = 0,3 \dots 0,5$), и следовательно, вертолет летит с ускорением.

Рассмотрим особенности ввода и вывода из петли. Восходящую часть маневра необходимо выполнять с вертикальной перегрузкой $n_{y\max}$, при которой темп увеличения угла тангажа и темп торможения вертолета изменяются таким образом, что выход на $\vartheta \cong 90^\circ$ ($\theta \cong 90^\circ$) происходит при наиболее выгоднейшей по скороподъемности скорости полета. В зависимости от исходной скорости маневра V_0 $n_{y\max}$ составляет $1,7 \dots 2,2$, причем меньшее ее значение относится к большей V_0 (поэтому на рис. 2.46 при $V_0 = 300$ км/ч фигура растянута по горизонтали). Величина $n_{y\max}$ зависит также от общего шага δ_0 , при котором выполняется восходящая часть петли. При большем δ_0 можно допустить большую $n_{y\max}$. Существует оптимальное значение перегрузки. Оно обусловлено тем, что импульсивная сила несущего винта, направленная по траектории полета (тангенциальная перегрузка n_{xa}), создается как величиной, так и ориентацией вектора вертикальной перегрузки $n_{xa} \cong -n_y \sin \alpha$. При реализации большой перегрузки $n_y > 2,0 \dots 2,4$ требуется существенно увеличить угол атаки, поэтому n_{xa} становится либо малой, либо отрицательной величиной. В результате вертолет интенсивно тормозится и, не достигнув верхней точки траектории петли, практически полностью теряет скорость.

Наиболее трудной для пилотажа является вторая — нисходящая часть петли. На ней важно не превысить максимально допустимую скорость полета. Незначительное замедление в действиях летчика приводит к существенному нарастанию скорости полета. При этом также интенсивно растет вертикальная перегрузка. Попытка прекратить ее увеличение уменьшением угловой скорости тангажа приводит к еще большей интенсивности разгона вертолета. Моделирование показало, что осуществить выход из петли с $n_{y\max} < 2,2$ практически невозможно.

Чтобы не допустить при маневре с $V_{\min} > 100$ км/ч скоростей, больших 200 ... 250 км/ч, нужны перегрузки 2,4 ... 2,7. Еще большая величина $n_{y\max} \cong 3,0$ необходима для искривления траектории таким образом, чтобы выход осуществлялся на высоте, не ниже начальной.

Таким образом, сложность пилотирования на нисходящей части фигуры состоит в том, что необходимо в условиях интенсивного разгона вертолета соизмерять увеличение вертикальной перегрузки с величиной перегрузки, определяемой прочностью вертолета. Напомним, что с увеличением скорости полета $n_{удоп}$ уменьшается. Перегрузка в меньшей степени нарастает, если уменьшить общий шаг на 2 ... 4°. Рекомендуется это делать в верхней точке петли, а еще лучше в момент начала нарастания скорости полета, т. е. при $\theta \cong 150^\circ$. Величина уменьшения шага ограничивается допустимой раскруткой несущего винта.

Во время петли вертикальные скорости вертолета достигают + (30 ... 40) м/с и – (40 ... 60) м/с; угловые скорости 0,5 ... 1,0 1/с. При $V_0 = 200$ км/ч время петли ~ 14 с, а при $V_0 = 300$ км/ч ~ 25 с. Время выхода в верхнюю точку составляет 60 ... 70 % от общего времени петли.

Положение уровня жидкости в баках относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ) определяется величиной угла $\arcsin n_x / \sqrt{n_y^2 + n_x^2 + n_z^2} - \epsilon_{z\phi}$. При петле Нестерова жидкость располагается так же, как при выполнении типовых маневров. Анализ возможных непреднамеренно ошибочных действий летчика при маневре показал, что положение уровня жидкости зависит от величины вертикальной перегрузки. При $n_y > 0,3$ уровень жидкости находится к СГФ под углом +20° ... –20° в зависимости от того, происходит разгон или торможение вертолета. В случае отрицательных значений перегрузки $n_y < 0$ жидкость притекает к верхней части баков. Из-за относительно небольшого диапазона скорости полета вертолетов создание перегрузки меньшей нуля возможно кратковременно, в течение не более чем 3 с (при $V < 300$ км/ч).

На вертолете без дополнительных движителей перегрузки n_x и n_y создаются только несущим винтом и планером. Поэтому ситуация неведомости, когда $n_y = n_x = n_z = 0$, невозможна. При $n_y = 0$ жидкость под действием сил сопротивления притекает к передней части баков, $n_x \neq 0$.

2.8.6. ВЕРТИКАЛЬНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ, ПОТРЕБНЫЕ ДЛЯ ЭФФЕКТИВНОГО ВЫПОЛНЕНИЯ МАНЕВРА

К важным параметрам, определяющим маневренные характеристики вертолета, относятся: время набора высоты и потребный для этого путь параллельно земной поверхности (например, для облета препятствия, см. разд. 2.81); высота, требуемая для вывода из пикирования; время разворота на заданный угол (при маневре вбок) и др. Рассмотрим влияние на эти параметры вертикальной перегрузки. Под эффективной будем понимать перегрузку, при увеличении которой важные параметры траектории маневра ($t, \Delta H, L$) изменяются незначительно.

Обычно движение вертолета рассматривается в осях нормальной земной системы координат. В осях этой системы упомянутые параметры траекторий и время их изменения определяются создаваемыми вертолетом перегрузками n_{yg}, n_{xg} и n_{zg} . На вертолетах без дополнительных движителей n_{yg} и n_{xg} в свою очередь определяются вертикальной перегрузкой n_y : $n_{yg} \cong n_y \cos \vartheta$; $n_{xg} \cong -n_y \sin \vartheta$ (при анализе движения, так как $n_x \ll n_y$, продольной перегрузкой можно пренебрегать). Из первого соотношения следует, что прирост n_{yg} меньше, чем n_y , если маневр происходит с увеличением тангажа на большую величину. Кроме того, при выходе на большой тангаж вертолет начинает тормозиться, и в результате уменьшается сама величина n_y . В то же время интенсивное увеличение угла требуется, чтобы достичь значительных перегрузок (особенно, на $V < 250$ км/ч).

Таким образом, существует величина вертикальной перегрузки, превышение которой нецелесообразно. Кроме того, при относительно малых желаемых изменениях траекторий полета летчик не успевает ее реализовать эффективно. Определим $n_{y\max}$ при разных маневрах. Отметим, что выбор вертикальной перегрузки в качестве параметра, характеризующего маневр, удобен тем, что она замеряется и выводится летчику на прибор и, следовательно, может контролироваться.

Г о р к а. За начальную точку на рис. 2.47 принята горка с $n_{y\max} = 1,3$ ($V_0 = 300$ км/ч, $\delta_0 = \text{const}$). При такой перегрузке время увеличения высоты, например на 100 м составляет 12 ... 13 с; на 300 м – 20 ... 22 с, а путь – 900 и 1300 м соответственно. На рисунке показано, как сокращается время горки, выполненной с большей перегрузкой. Видно, что в случае $n_{y\max} = 1,6$, выигрыш во времени горки составляет 2 с, если $\Delta H = 100$ м, и 3 с – при 300 м. При перегрузках, больших 1,7 ... 1,9, время горки уменьшается незначительно (менее, чем на 0,5 с), а при $\Delta H = 100$ м даже несколько возрастает. Выигрыш в сокращении дистанции маневра при этом также мал: ~ 60 м.

Моделирование показало, что при необходимости изменения высоты на 100 ... 200 м в случае начальной скорости горки 250 км/ч целесообразно выполнять маневр с перегрузками не более 1,6 ... 1,7. Найдено, что перегрузка 1,7 вообще не может быть реализована из-за чрезмерного

торможения вертолета, если скорость ввода в горку 200 км/ч, а заданный прирост высоты должен составлять более 120 м. Таким образом, с уменьшением скорости полета потребная перегрузка уменьшается. На $V_0 = 300 \dots 250$ км/ч она составляет 1,7 ... 1,9, а на $V_0 = 200$ км/ч – 1,5 ... 1,6.

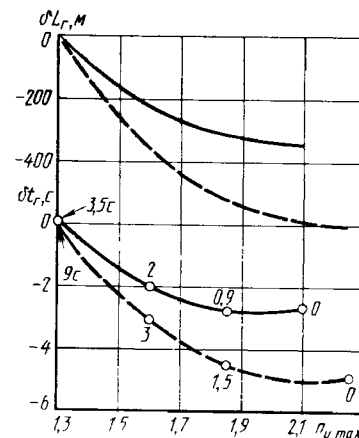
На рис. 2.48 возле кружочков указаны время выдерживания при маневре максимальной перегрузки $n_{y \max} = \text{const}$. Видно, что горка на $\Delta H = 100$ м выполняется с $n_{y \max} = 1,6$ в течение 2 с или с 1,85 – 0,9 с. Так как меньшая перегрузка должна выдерживаться дольше, то для определения наиболее предпочтительного (с точки зрения прочности) маневра вертолета необходимо в обоих вариантах оценить повреждаемость конструкции.

Выход из пикирования. В отличие от горки при выходе из пикирования увеличение вертикальной перегрузки происходит в условиях, когда в течение некоторого времени скорость полета нарастает, а не уменьшается. Кроме того, при увеличении перегрузки угол тангажа по абсолютной величине уменьшается. Это свидетельствует о том, что при выводе из пикирования вертикальная перегрузка более эффективно искривляет траекторию, чем при горке.

Влияние перегрузки на уменьшение потери высоты при выводе вертолета из пикирования показано на рис. 2.48. Зависимости, соответствующие пикированию с углами $\Delta\vartheta = 20^\circ$ и 30° , приведены для перегрузок, больших 1,3, а с $\Delta\vartheta = 60^\circ$ – для больших 1,7. На последних указаны максимальные скорости полета, достигаемые при выводе из пикирования. Видно, что при $\Delta\vartheta = 20^\circ$ и 30° градиент наклона кривых резко уменьшается при перегрузках, больших 1,7 ... 2,0. Здесь он составляет менее 10 м на $\Delta n_y = 0,2$. Это малый выигрыш. Следовательно, в дальнейшем увеличении $n_{y \max}$ нет необходимости.

Существенно возрастают потребности в большей перегрузке при углах пикирования $> 30^\circ$. При этом кроме большего снижения высоты происходит интенсивный разгон вертолета. Например, при $V_{\text{выв}} = 200$ км/ч и $n_{y \max} = 1,7$ снижение составляет $\Delta H_{\text{выв}} = 260 \dots 300$ м, $V_{\max} = 275$ км/ч; при $V_{\text{выв}} = 250$ км/ч соответственно 440 ... 500 м и 330 км/ч. Из графика следует, что для значительного уменьшения потери высоты и разгона необходимы перегрузки 2,3 ... 2,5. В этой связи следует отметить, что пикирование с такими большими углами может найти весьма ограниченное применение, так как оно возможно кратковременно (менее 1 с). При этом почти все снижение вертолета приходится на участок вывода из пикирования. В разд. 2.8.2 было отмечено, что пикирование с углами тангажа, большими по абсолютной величине $30 \dots 40^\circ$, не дает выигрыша в величине изменения высоты и времени маневра. Таким образом, ориентируясь на $V < 300$ км/ч и $\Delta\vartheta \leq (30 \dots 40^\circ)$, потребной для вывода вертолета из пикирования, можно считать перегрузку не более 2,0 ... 2,2.

Разворот. Кроме времени важными характеристиками траекторий разворота являются $L_{\max}$ и смещение вбок Z от исходного направле-



Моделирование показало, что уменьшение времени ввода на 2,5 с дает выигрыш в развороте на 1,5 ... 2,0 с; $L_{\max}$ сокращается на ~150 м ($V_0 = 300$ км/ч), Z — остается тем же. Отметим, что минимальное время ввода вертолета в крен ограничено условием выдерживания высоты полета. Если в течение некоторого времени допускается увеличение высоты на 5 ... 15 м, то целесообразно для сокращения времени ввода за счет быстрого изменения крена увеличивать угол тангажа с опережением.

На рис. 2.49 показано, как влияет на время разворота на 120° средняя при маневре скорость полета $V_{\text{ср}}$ и максимальная вертикальная перегрузка $n_{y\max}$. Видно, что в случае, когда разворот с $V_{\text{ср}} = 300$ км/ч выполняется с $n_{y\max} = 1,8$, вместо 1,4, время маневра сокращается на 6,5 с. Из графика следует, что градиент наклона кривых, соответствующих уменьшению времени на 0,5 с при $\Delta n_{y\max} = 0,2$, достигается при следующих сочетаниях $V_{\text{ср}}$ и $n_{y\max}$: 300 км/ч — 2,3; 200 км/ч — 1,9; 150 км/ч — 1,7. Такие значения максимальных перегрузок примем за потребные для разворота. Они превосходят соответствующие значения при горке и выводе из пикирования.

ГЛАВА 3. ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТОВ И ОПРЕДЕЛЯЕМЫЕ ИМИ ПРЕДЕЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА

3.1. РАСПОЛАГАЕМЫЕ ВЕРТИКАЛЬНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ И "ПОДХВАТ" ВЕРТОЛЕТА

Располагаемой будем называть величину наибольшей вертикальной перегрузки, которая ограничена условием возникновения какого-либо недопустимого явления или выходом какого-либо параметра (скорости полета, частоты вращения винта и др.) за допустимые значения. Обозначим ее $n_{y\text{расп}}$. К недопустимым относится явление "подхвата" вертолета. Другие причины, обуславливающие $n_{y\text{расп}}$, рассмотрены в разд. 3.2 и 2.8. Ограничение минимальной величины вертикальной перегрузки будем обозначать $n_{y\min}$.

"Подхват" вертолета может произойти при интенсивном маневрировании с большими вертикальными перегрузками. Проявляется он как резкое изменение угла тангажа на кабрирование, которое наблюдается в течение 1 ... 2 с и более, несмотря на его парирование максимальным отклонением ручки управления. Характерным для "подхвата" является возникающая тенденция на кренение вертолета на 30° и более. В случаях, когда при "подхвате", стремясь вывести вертолет из кабрирования, летчик уменьшает общий шаг на 5 ... 10° (рекомендуемое уменьшение шага 2 ... 3°), несущий винт раскручивается, а затем его вращение резко замедляется из-за автоматического уменьшения мощности двигателя при

раскрутке винта и малой приемистости двигателя (см. разд. 3.2). Встречаются случаи, когда изменение частоты вращения составляет $\pm 20\%$.

"Подхват" является следствием срыва потока на винте при следующих неблагоприятных аэродинамических и конструктивных характеристиках вертолета:

резкое увеличение нагрузок в системе управления, которые из-за деформаций за гидроусилителем уменьшают фактическое (соответствующее $\bar{\tau} \cong 0,7$) циклическое изменение угла установки лопастей; одновременно они уменьшают скорость отработки гидроусилителей вплоть до заклинивания при недостаточной их мощности, т. е. полной остановки в недоведенном до конструктивного ограничения положении;

увеличение кабрирующего момента несущего винта вследствие значительного отклонения конуса лопастей назад и увеличения продольной силы винта;

уменьшение пикирующего момента планера, вызванное при больших углах атаки "затенением" стабилизатора элементами вертолета, расположенными впереди;

большая задняя центровка вертолета.

Рассмотрим изменение параметров движения вертолета при горке с "подхватом" (рис. 3.1). Маневр выполнялся с режима горизонтального полета на скорости по указателю $V_{\text{ук}} = 280$ км/ч. Центровка вертолета была предельно задней, температура наружного воздуха превышала стандартную. Такие условия полета, как будет показано ниже, способствуют возникновению "подхвата". Видно, что во время ввода в горку в системе управления значительно увеличились нагрузки, о чем свидетельствует разрыв шлейфа, регистрирующего угол установки лопастей δ_0 . Из-за замедления скорости отработки гидроусилителя (участок ab) летчик не смог быстро отклонить ручку управления вперед до упора. В результате вертикальная перегрузка вертолета увеличилась до значения 2,1, а угол тангажа — до 40° . Только после торможения вертолета на скоростях, меньших 200 км/ч, с запаздыванием $\Delta t_{\text{зап}} \cong 3$ с уменьшился

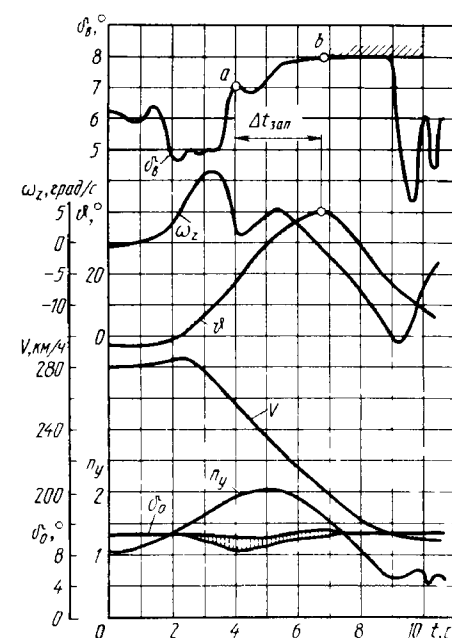


Рис. 3.1. Изменение по времени параметров движения вертолета при горке ("подхват" из-за возрастания нагрузок в системе управления)

угол кабрирования. Летчик квалифицировал этот маневр как замедленный выход из горки.

Другой случай "подхвата", возникшего во время ввода в разворот, происходил следующим образом. На скорости полета 300 км/ч летчик создал угол крена 45 ... 50°. Одновременно для форсирования разворота (за счет торможения вертолета) был увеличен угол тангажа. Внезапно резко возросли нагрузки в системе управления, на что, как и в предыдущем примере, указывал разрыв шлейфа самописца угла установки (общего шага) лопастей несущего винта. Произошло "заклинивание" управления. В результате резко увеличился угол тангажа (до ~30°). Только после уменьшения летчиком угла установки лопастей несущего винта и вывода вертолета из крена кабрирование вертолета прекратилось. Скорость полета за 10 с уменьшилась до 170 км/ч.

"Подхват" также возникает при развороте с $V = \text{const}$, выполненном с максимально допустимой перегрузкой, когда непреднамеренно допущенное снижение вертолета парируется отклонением ручки управления назад вместо уменьшения угла крена. Такой способ прекращения снижения приводит к выходу за ограничения по перегрузке и "подхвату".

Рассмотрим одну из типовых летных ситуаций, в которой неоднократно превышалась располагаемая перегрузка. На малой высоте полета выполнялось пологое пикирование и затем разворот на 180°. Летчик допустил ошибку, начав разворот и увеличив общий шаг, не выводя вертолет из пикирования. В результате вертолет продолжал снижение, но с увеличенными перегрузкой, креном и шагом винта. Когда скорость полета превысила 250 км/ч, летчик увеличением угла тангажа решил прекратить дальнейшее снижение и разгон вертолета. Однако на таких скоростях полета располагаемая перегрузка относительно мала, поэтому даже малого темпа изменения угла тангажа оказывается достаточно для ее превышения и, следовательно, для "подхвата". Необходимо сначала вывести вертолет из пикирования и только после этого выполнять разворот. При этом проще контролировать величину перегрузки. По характеристикам траектории полета L и Z , а также по времени выполнения такой маневр незначительно уступает описанному выше, когда выход из пикирования выполняется одновременно с разворотом (см. 2.8.2).

Следует отметить, что "подхват" возможен также в случаях, когда вертикальная перегрузка меньше $n_{\text{урасп}}$. Например, при ошибочных действиях летчика по парированию отказа двигателя на максимальной скорости полета: резком отклонении ручки управления на большую величину при исходном (неуменьшенном) общем шаге. При этом срыв потока на винте возникает вследствие уменьшения частоты вращения несущего винта.

"Подхват" в большинстве случаев не приводит к летному происшествию. При уменьшении скорости полета до 150 ... 100 км/ч вертолет выводится из этого режима. Летное происшествие возможно только тогда, когда в сложных условиях интенсивного кабрирования вертолета допус-

каются перемещения рычагов управления, усугубляющие возникшую разбалансировку вертолета (некоторые из них описаны в разд. 3.1.3).

3.1.1. РАСПОЛАГАЕМАЯ ВЕРТИКАЛЬНАЯ ПЕРЕГРУЗКА, ОБУСЛОВЛЕННАЯ НАГРУЗКАМИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ

При больших вертикальных перегрузках из-за срыва потока на лопастях несущего винта резко увеличиваются нагрузки, действующие на автомат перекоса и забустерную часть системы управления. Предельные перегрузки, определяемые прочностью элементов вертолета, будем называть максимально-допустимыми и обозначать $n_{\text{удоп}}$. Часто при больших скоростях и высотах полета предельно-допустимые перегрузки меньше располагаемых, следовательно, маневренность вертолета ограничивается его прочностью. Но помимо прочностных ограничений возрастание нагрузок в системе управления приводит к ее деформации, изменяющей максимальные моменты управления, и к увеличению усилий, действующих на штоки гидроусилителей. Из-за этого в направлении, противоположном действию силы, уменьшается максимальная скорость перемещения штоков и, следовательно, рычагов управления. Возможна даже, как сказано выше, их кратковременная остановка, называемая летчиками "заклиниванием" управления. Уменьшение максимальных моментов управления и возможной скорости перемещения рычагов управления требует ограничения располагаемой перегрузки. Таким образом, из-за возрастания нагрузок в системе управления вертолетом при маневрах, выполняющихся с увеличением вертикальных перегрузок, необходимо определять как максимально-допустимые, так и располагаемые перегрузки. Сведения по определению максимально-допустимых перегрузок содержатся в литературе по прочности вертолетов (например, [1, 18]). Материал, изложенный ниже, посвящен определению располагаемых перегрузок.

Зависимость нагрузок в цепях управления от коэффициента тяги несущего винта (рис. 3.2) характеризуется их резким увеличением при превышении некоторого значения t_n (перегрузки). Уровень допускаемых нагрузок соответствует значениям, находящимся на нарастающей части зависимости. Это свидетельствует о большой чувствительности нагрузок к изменению перегрузки. Поэтому зависимость должна определяться с высокой точностью. Ее построение осложнено неточностью определения скорости полета во время маневров из-за больших углов атаки, влиянием на нагрузки турбулентности воздуха, манерой пилотирования летчика, проводящего испытания. Следовательно, зависимость на рис. 3.2 должна строиться на основании большого числа измерений.

Трудность в определении располагаемой перегрузки на математической модели до проведения летных испытаний состоит в том, что, как отмечено в разд. 1.5, расчеты нагрузок в цепях управления должны коррек-

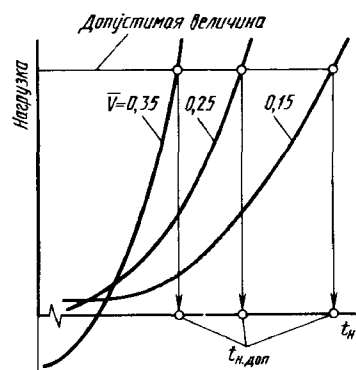


Рис. 3.2. Зависимость нагрузок в системе управления при маневрах от коэффициента тяги несущего винта $t_{н.доп}$ и относительной скорости полета $\bar{V}$

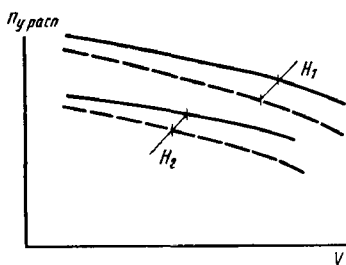


Рис. 3.3. Зависимость допустимого коэффициента тяги несущего винта $t_{н.доп}$ от $\bar{V}$ и ω_{zn} :

1 — $(t_{н.доп}) \omega_z = 0$; 2 — $t_{н.доп} \bar{\omega}_z$

Рис. 3.4. Зависимость располагаемой перегрузки $n_{у.расп}$ при постоянной полетной массе вертолета от скорости полета V , высоты $H_2 > H_1$, температуры наружного воздуха:
— $t_{ст}^0$, — — — $t_{ст}^0 + 15^\circ$

тироваться по данным летных испытаний. Поэтому определение $n_{у.расп}$ выполняется в три этапа.

До летных испытаний используются данные по шарнирным моментам лопастей $m_{ш0}$, $m_{ш1s}$, $m_{ш1c}$ прототипа. Обычно прототип имеет некоторые отличия по геометрическим, массовым характеристикам, упругости и центровке лопасти. Из-за этого в характеристики прототипа вносят поправки, которые находятся как разность результатов расчетов шарнирных моментов лопастей прототипа и рассматриваемого вертолета. Затем определяют самый неблагоприятный для рассматриваемого вертолета вид нагружения и строят график, показанный на рис. 3.2. По нему и находят допустимое значение $t_{н.доп}$ в зависимости от скорости полета. Затем находят $n_{у.расп} = f(V)$, где

$$n_{у.расп} = (t_{н.доп} + t_{пл}) \rho \sigma F (\omega_n R)^2 / 2G. \quad (3.1)$$

В выражении (3.1) ω_n берется с учетом раскрутки несущего винта при маневрах. Скорость принимается равной начальной скорости горки V_0 , или начальной скорости вывода из пикирования $V_{0\text{выв}}$, или фактической при развороте. При таком методе $n_{у.расп}$ определяют для осредненных величин общего шага винта и угловых скоростей тангажа при маневрах, характерных для прототипа.

На начальной стадии летных испытаний вертолета $n_{у.расп}$ уточняет-

ся. Для этого на режимах горизонтального полета находят коэффициенты тяги несущего винта $(t_{н.доп}) \omega_{z=0}$, при которых нагрузки достигают максимально-допустимого уровня при $\omega_z = 0$. Зависимость $(t_{н.доп}) \omega_{z=0} = f(\bar{V})$ (рис. 3.3) вводится в математическую модель (приведенные на графике значения $t_{н.доп}$ могут отличаться на 10 ... 20 % в зависимости от параметров винта и вертолета). Изменение $t_{н.доп}$ при маневре за счет влияния ω_z принимается равным $t_{н.доп}^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z$, причем производная $t_{н.доп}^{\bar{\omega}_z}$ берется по графикам $t_n = f(\alpha_n', \delta_0, \omega_{zn}, \omega_{xn})$ в области срыва потока на винте (см. разд. 1.4). Отметим, что $t_{н.доп}^{\bar{\omega}_z}$ слабо зависит от V , α_n' , δ_0 . Величина $n_{у.расп}$ для того или иного маневра находится в результате моделирования. Интенсивность его выполнения увеличивается до тех пор, пока коэффициент тяги несущего винта t_n достигнет значения $t_{н.доп}$. Полученные таким образом значения $n_{у.расп}$ (рис. 3.4) используют при уточнении руководства по летной эксплуатации и программы летных испытаний вертолета на маневренность.

По результатам летных испытаний на маневренность $n_{у.расп}$ определяется окончательно, а нагрузки в системе управления $P_v, P_k, P_{o.ш} = f(V, \delta_0, \alpha_n', \omega_{xn}, \omega_{zn})$ уточняются. Но $n_{у.расп}$ не могут быть определены для всех условий полета и полетных масс, поэтому недостающие данные находятся на математической модели, уточненной в части определения нагрузок. Следует отметить, что обычно предварительные значения $n_{у.расп}$ меньше окончательных. Объясняется это тем, что значения $(t_{н.доп}) \omega_{z=0}$, найденные на режимах горизонтального полета, соответствуют большим, чем при маневрах, углам установки лопастей несущего винта.

Поясним, почему $n_{у.расп}$ зависит от типа выполняемого маневра. Дело в том, что нагрузки зависят от многих параметров ($V, \delta_0, \omega_n, \omega_{zn}, \omega_{xn}$), которые по-разному изменяются на разных маневрах. Например, при $n_y = \text{const}$ на установившихся виражах ω_{zn} меньше, а δ_0 больше, чем при горке. Поэтому на горке $n_{у.расп}$ больше, чем при вираже. При горке, как правило, больший δ_0 , чем при выводе из пикирования, так как горка начинается при больших V и δ_0 , а пикирование — при малых. Однако, при $V = \text{const}$ разница в $n_{у.расп}$ на разных маневрах не превышает $\sim 0,15$, и для уменьшения числа данных, которыми должен руководствоваться летчик, на всех маневрах допускаются одинаковые $n_{у.расп}$. Более точное выдерживание летчиком нагрузок на систему управления в допустимых пределах возможно на вертолетах, имеющих указатель нагрузок.

3.1.2. ВЕРТИКАЛЬНАЯ ПЕРЕГРУЗКА, ОБУСЛОВЛЕННАЯ УМЕНЬШЕНИЕМ РАСПОЛАГАЕМОГО МОМЕНТА ВЕРТОЛЕТА

Как было отмечено выше, причиной "подхвата" могут быть кроме возрастания нагрузок в системе управления другие аэродинамические особенности вертолета. Это — уменьшение моментов несущего винта и планера при больших углах атаки. Из-за них "подхват" может произойти в случае, когда возрастание нагрузок в системе управления не препятствует летчику быстро отклонить ручку до упора вперед, и неблагоприятные деформации системы управления невелики. Такой "подхват" и обусловленная им располагаемая перегрузка рассматриваются в настоящем разделе.

Характерные зависимости продольного момента вертолета, отнесенного к продольному моменту его инерции ($\bar{M}_z = M_z/I_z = \bar{M}_{zT} + M_{zпл}$), от угла атаки (перегрузки) приведены на рис. 3.5. Кривая 1 относится к положениям автомата перекоса и общего шага, равным балансирующим значениям ($M_z = 0$) при горизонтальном полете с $V_0 = 300$ км/ч перед горкой. Рассматриваемый вертолет при задней центровке сбалансирован при $D_1 \delta_b = 10,5^\circ$; $\delta_0 = 10^\circ$, $\alpha = -4,5^\circ$. В районе этого угла атаки он статически устойчив. При $\alpha > 2,0^\circ$ угол наклона продольного момента изменяется и возникает положение неустойчивости, что вызвано, как отмечалось выше, срывом потока на несущем винте. Нелинейность зависимости при углах атаки $\alpha = 8 \dots 16^\circ$ объясняется уменьшением подъемной силы стабилизатора вследствие скоса потока возле него.

Кривая 2 на рис. 3.5 построена для параметров, соответствующих времени достижения $n_{y\max}$ (рис. 3.6): $t = 3,7$ с; $V = 260$ км/ч; $\omega_z = 0,2$ 1/с; $D_1 \delta_b = 14^\circ$; $\delta_0 = 13^\circ$; $n_y = 1,9$; $\vartheta = 30^\circ$. Она относится к горке, выполненной с превышением располагаемой перегрузки, в результате чего произошел "подхват". Из рис. 3.5 видно, что несмотря на максимальное отклонение ручки управления и $\omega_z > 0$, при $\alpha > 23^\circ$ продольный момент вертолета направлен на кабрирование. Следовательно, отклонения ручки управления недостаточно, чтобы прекратить увеличение угла тангажа.

Рассмотрим влияние на продольный момент вертолета $\bar{M}_z$ условий полета. Из рис. 3.7 видно существенное уменьшение моментов на пикирование на $V > 200$ км/ч. С увеличением начальной скорости маневра V_0 существенно возрастает склонность вертолета к "подхвату" также вследствие увеличения потребных для горизонтального полета значения общего шага $\delta_{0г.п}$ и, следовательно, его величины при маневре.

Показанные зависимости относятся к вертолету, имеющему кинематическую связь между углом установки лопастей и стабилизатором, служащую для уменьшения разбалансировки вертолета при изменении режима полета. При этом уменьшение δ_0 приводит также к уменьшению продольного момента стабилизатора. Тем не менее, при глубоком срыве при уменьшении δ_0 изменение момента несущего винта превалирует над

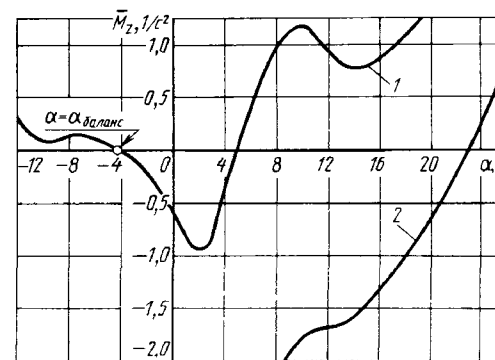
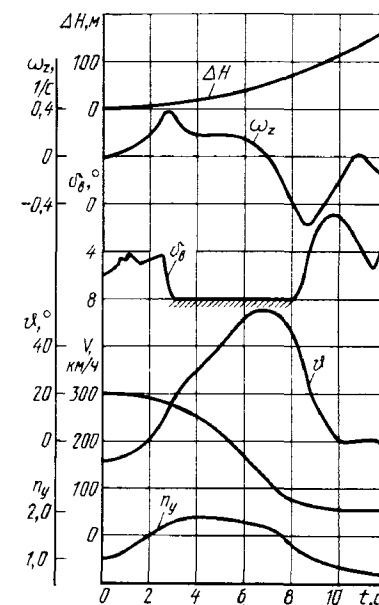


Рис. 3.5. Зависимость относительного продольного момента вертолета $\bar{M}_z = M_z/I_z$ от угла атаки:

1 — при $\delta_b = \delta_{bг.п}$; 2 — при $\delta_b = \delta_{b\max}$

Рис. 3.6. Изменение по времени параметров движения вертолета при вводе в горку, $\delta'_0 = \text{const}$. Подхват вызван недостаточным пикирующим моментом при отклонении ручки управления вперед



изменением момента стабилизатора. На досрывных режимах и неглубоком срыве ($\alpha \leq 0$ на рис. 3.7) при управляемом стабилизаторе уменьшение δ_0 мало влияет на $\bar{M}_z$.

Скорость тангажа ω_z (рис. 3.8) увеличивает располагаемый момент вертолета на пикирование, причем демпфирование вертолета при срыве на несущем винте больше, чем до срыва.

Задняя центровка вертолета уменьшает этот момент (см. рис. 3.8). Из-за этого во время ввода в перегрузку при задней центровке более быстро увеличивается скорость тангажа. Требуется немедленное отклонение ручки управления от себя для парирования нарастания перегрузки и угла тангажа. Такое движение вертолета воспринимается летчиком как тенденция к самопроизвольному изменению перегрузки и тангажа. Однако это не "подхват", так как пока перегрузка невелика, прекращение кабрирования происходит сразу ($\Delta t_{\text{зап}} < 1$ с) после отклонения ручки вперед. Для условий полета, при которых построен на рис. 3.8, "подхват" невозможен при передней центровке вертолета и возможен при задней.

Очевидно, что увеличить располагаемые моменты несущего винта можно расширением диапазона отклонения автомата перекоса вперед. Однако это, как правило, невозможно из-за увеличения действующих на лопасти, втулку, главный редуктор нагрузок при доведении ручки до упора, а также из-за уменьшения зазора между лопастями несущего винта и расположенными спереди элементами конструкции фюзеляжа.

Вклад моментов, создаваемых фюзеляжем $\bar{M}_{zф}$, крылом $\bar{M}_{zкр}$

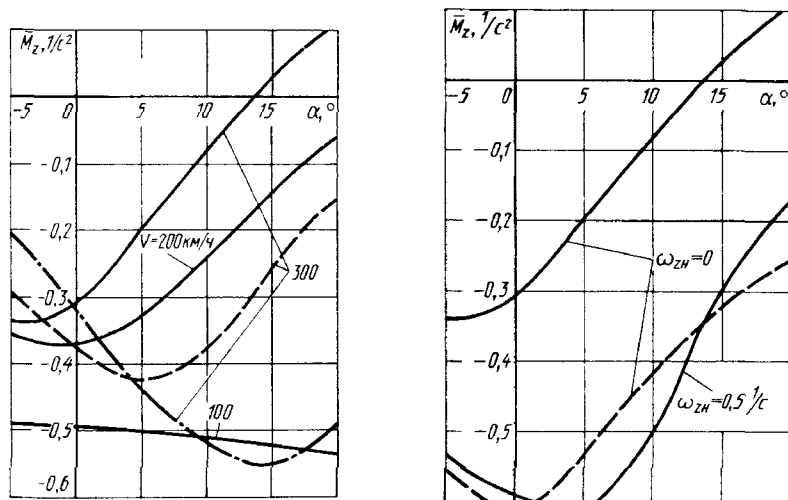


Рис. 3.7. Влияние на продольный момент вертолета скорости полета и общего шага несущего винта:

— $\delta_0 = 16^\circ$; --- $\delta'_0 = 12^\circ$; - - - $\delta''_0 = 9^\circ$

Рис. 3.8. Влияние на продольный момент вертолета угловой скорости тангажа и центровки вертолета:

— задней; --- передней

и стабилизатором $\bar{M}_{z\text{ст}}$ в суммарный момент планера, а также соотношение между ними и моментом несущего винта $\bar{M}_{z\text{т}}$ иллюстрируется рис. 3.9. Видно, что на больших скоростях полета с увеличением угла атаки вертолета (перегрузки) из-за уменьшения продольного момента несущего винта момент планера становится определяющим. Фюзеляж создает момент, направленный на кабрирование, а моменты крыла у рассматриваемого вертолета и стабилизатора направлены на пикирование, т. е. способствуют выходу вертолета из перегрузки.

Стабилизатором можно существенно воздействовать на моментные характеристики вертолета. На режимах полета, связанных с увеличением угла атаки вертолета, момент стабилизатора определяется не только его площадью и аэродинамическими характеристиками, но и месторасположением. Последнее влияет на торможение потока у стабилизатора и на угол скоса потока $\Delta\alpha_{\text{ст}}$, уменьшающий угол атаки стабилизатора $\alpha_{\text{ст}}$. Как показано в разд. 2.4 (см. рис. 2.24, участки кривых *ab*), расположение стабилизатора может быть таким, что при некоторых положительных углах атаки фюзеляжа его эффективность заметно уменьшается. Это явление обусловлено "затенением" стабилизатора находящимися впереди элементами планера. В свою очередь, осредненный угол скоса $\Delta\alpha_{\text{ст}}$ зависит от $S_{\text{ст}}$ и $l_{\text{ст}}$ [5]. Особенно значительно возрастает скос потока, если у вертолета большая площадь крыла или по бортам распо-

жены gondолы, контейнеры, баки. В качестве примера влияния аэродинамических характеристик стабилизатора на моменты планера $M_{z\text{пл}}$ и вертолета в целом M_z на рис. 3.10 приведены кривые для планера с двумя вариантами стабилизатора: 1 — недостаточно эффективного при положительных углах атаки; 2 — эффективного как при отрицательных, так и при положительных углах атаки. В последнем случае при маневре вертолет имеет на 0,3 ... 0,4 большую располагаемую перегрузку.

Таким образом, при выборе характеристик стабилизатора и его расположения наряду с требованиями, выдвигаемыми балансировкой и устойчивостью вертолета, необходимо учитывать требование обеспечения достаточного момента для вывода вертолета из перегрузки. Во многих случаях это требование может быть определяющим, так как приемлемые характеристики устойчивости и управляемости могут достигаться за счет установки на вертолете автоматических средств.

Располагаемая перегрузка, как показано в разд. 3.1.1, зависит от типа маневра. Сравнение $n_{\text{урасп}}$ (рис. 3.11) показывает, что наи-

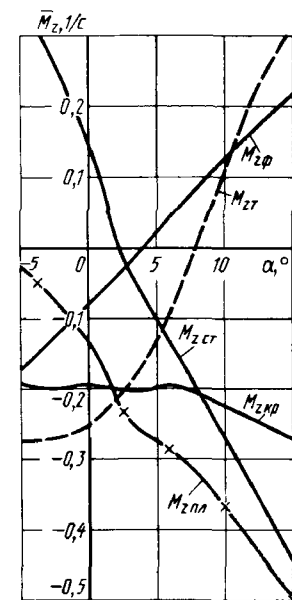
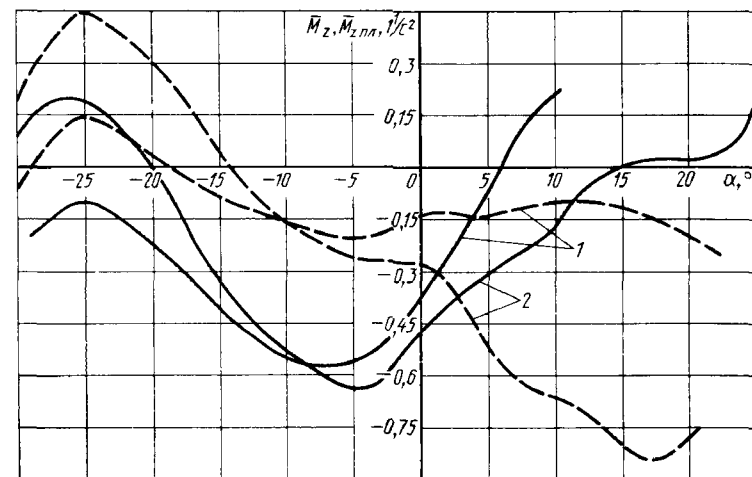


Рис. 3.9. Зависимость составляющих продольного момента вертолета от угла атаки

Рис. 3.10. Зависимость продольных моментов вертолета и планера от угла атаки при двух вариантах стабилизатора:

— момент вертолета; --- момент планера



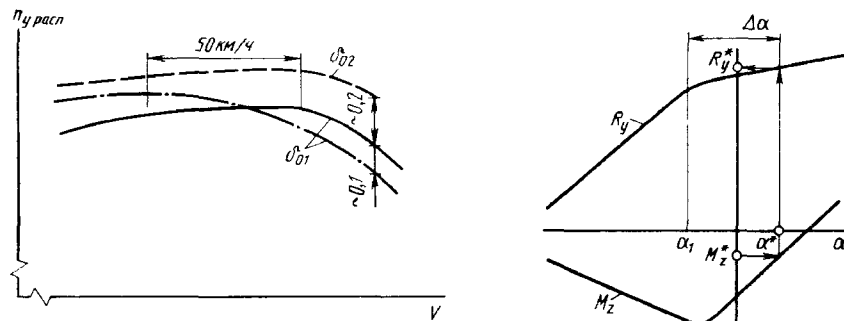


Рис. 3.11. Сравнение величины располагаемой перегрузки при различных маневрах с $\delta_\theta = \text{const}$:
 — ввод в горку; — — — вывод из пикирования; - . . . - форсированный разворот

Рис. 3.12. К приближенному определению $n_{y\text{расп}}$

большие значения перегрузки, обуславливаемые "подхватом" из-за недостаточности величины продольного момента, достигаются при выводе из пикирования. Это, в основном, объясняется меньшим, чем на других маневрах, значением общего шага. При развороте вертолета "подхват" начинает определять $n_{y\text{расп}}$ (на графиках это точка достижения максимума) при меньших скоростях полета, чем при других маневрах. На больших скоростях полета $n_{y\text{расп}}$ при развороте меньше, чем на горке. Это связано с менее интенсивным замедлением вертолета из-за меньшего увеличения угла тангажа, потребного для реализации перегрузки. В связи с этим следует отметить, что маневр разворота на больших скоростях полета характеризуется наибольшим по сравнению с другими маневрами увеличением нагрузок в системе управления вертолета. Поэтому его рекомендуется выполнять с замедлением скорости полета (по типу форсированного) и с уменьшением общего шага на $2 \dots 4^\circ$.

Располагаемая перегрузка ($n_{y\text{расп}}$) может быть определена приближенно. Такой метод можно использовать на этапе проектирования, когда математическая модель еще не создана, или при необходимости быстро оценить влияние параметров вертолета на возможность возникновения подхвата. Метод основан на анализе зависимости продольного момента M_z и нормальной силы вертолета R_y^* от угла атаки α при максимальном отклонении ручки управления вперед и $\omega_z = 0$ (рис. 3.12). Условие $\omega_z = 0$ соответствует моменту времени, когда прекращается кабрирование вертолета. В этот момент (рис. 3.13) при запаздывании $\Delta t_{\text{зап}} = 1$ с ускорение тангажа $\dot{\omega}_z$ должно быть в пределах от $-0,1$ (при $n_{y\text{расп}} \cong 1,7$) до $-0,4 \text{ рад/с}^2$ (при $n_{y\text{расп}} \cong 2,5$). Следовательно, продольный момент вертолета должен быть равным $I_z \omega_z$ (отметим, что при горке с $\Delta t_{\text{зап}} > 1$ с на кривой 3 есть участок с $\omega_z = \text{const}$, т. е. $M_z = 0$). Исходя

из этих величин продольного момента по рис. 3.12 найдем угол атаки α^* и соответствующую ему перегрузку $n_y^* = R_y^*/G$. Но в результате маневрирования вертолет выходит на $n_{y\text{max}}$, α_{max} раньше, чем на n_y^* , α^* . Поэтому $n_{y\text{max}} > n_y^*$ и $\alpha_{\text{max}} > \alpha^*$ (см. рис. 3.1, 3.6).

Моделирование показало, что приближенно $n_{y\text{max}}$ и α_{max} можно найти по формулам

$$n_{y\text{max}} \cong n_y^* + 0,3(n_y^* - 1,0); \quad \alpha_{\text{max}} \cong \alpha^* + (2 \dots 4)^\circ. \quad (3.2)$$

При n_y^* , соответствующей $\Delta t_{\text{зап}} = 1$ с, $n_{y\text{max}} = n_{y\text{расп}}$. Отметим, что α^* существенно зависит от стабилизатора вертолета. Из рис. 3.9 видно, что при первом варианте стабилизатора — $\alpha^* = 3,9^\circ$, а при втором — $10,4^\circ$ ($\dot{\omega}_z = -0,15 \text{ 1/с}^2$).

По величине α_{max} можно оценить, на какую величину $\Delta\vartheta_{\text{max}}$ можно быстро увеличить угол тангажа при маневре. Чем он больше, тем менее "строг" вертолет в пилотировании. Это важная характеристика маневренности. Угол $\Delta\vartheta_{\text{max}}$ находится по формуле

$$\Delta\vartheta_{\text{max}} \cong (1,5 \dots 1,8)(\alpha_{\text{max}} - \alpha_{\text{г.п}}), \quad (3.3)$$

где $\alpha_{\text{г.п}}$ — угол атаки при горизонтальном полете вертолета на скорости V_0 .

Можно считать, что в момент выхода на α^* вертолет наиболее глубоко заходит в область срыва потока на несущем винте, так как углу α^* соответствует перегрузка, близкая к максимальной, но при этом $\omega_z = 0$, и поэтому нет благоприятного влияния угловой скорости кабрирования. Рост средних за оборот винта нагрузок в системе управления вертолета приблизительно пропорционален разности $\Delta\alpha = \alpha^* - \alpha_1$ (см. рис. 3.12), где α_1 — угол атаки, при котором начинается их значительное увеличение (см. разд. 1.4.2, 2.3.3). Величина $\Delta\alpha$ характеризует уровень нагрузок в системе управления при маневре. Обычно $\Delta\alpha < 10^\circ$. По характеристике гидроусилителей, а также рис. 3.2 и 3.12 можно найти $\Delta\alpha_{\text{доп}} = \alpha_{\text{доп}} - \alpha_1$. В случае, если окажется, что $\alpha_{\text{доп}} < \alpha^*$, то в выражениях для α_{max} и ϑ_{max} угол α^* должен быть заменен на $\alpha_{\text{доп}}$. При этом возможности вертолета, соответствующие большой величине α^* , не могут быть использованы, и $n_{y\text{расп}}$ обуславливается большими нагрузками в системе управления, а не малым продольным моментом вертолета.

Способы определения летчиком максимальной вертикальной перегрузки на вертолетах, не имеющих указателя перегрузки

Многие вертолеты не имеют указателя перегрузки, поэтому возникает необходимость в определении возможности выдерживания ограничения располагаемой или допустимой перегрузок по косвенным параметрам. При установившемся вираже перегрузка определяется углом крена, а при горке или выводе из пикирования о перегрузке можно судить по показаниям авиагоризонта. Они могут быть использованы дву-

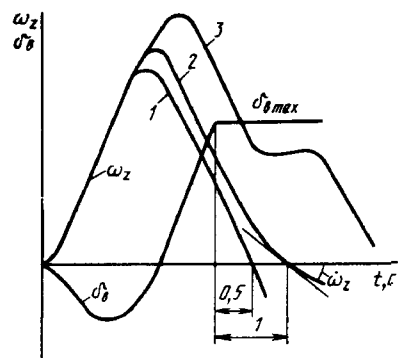


Рис. 3.13. Изменение скорости тангажа ω_z по времени при горке с разными $n_{y \max}$: 1 — $n_{y \max} < n_{y \text{ расп}}$; $\Delta t_{\text{зап}} = 0,5$ с; 2 — $n_{y \max} = n_{y \text{ расп}}$; $\Delta t_{\text{зап}} = 1$ с; 3 — $n_{y \max} > n_{y \text{ расп}}$, $\Delta t > 1$ с

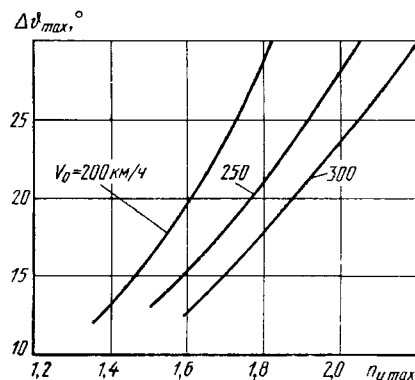


Рис. 3.14. Зависимость приращения угла тангажа $\Delta \theta_{\max}$ от максимальной перегрузки $n_{y \max}$

мя способами. В первом — ограничение по перегрузке заменяется ограничением величины увеличения угла тангажа $\Delta \theta_{\max}$ с максимальным темпом. Соотношение между $n_{y \max}$ и $\Delta \theta_{\max}$ показано на рис. 3.14. Например, при $n_{y \max} = 1,8$ на начальной скорости горки $V_0 = 200$ км/ч угол тангажа можно увеличить не более чем на $\Delta \theta_{\max} = 30^\circ$, а на $V_0 = 300$ км/ч — 18° . Большее увеличение тангажа возможно только с малым темпом. Недостатком способа является необоснованно малая величина допустимых углов $\Delta \theta$ на скоростях $V > 250$ км/ч. Кроме того, возникает необходимость также ограничить углы пикирования вертолета, $\theta_{\text{пик}} = \theta_{\text{г.п}} = -\Delta \theta_{\max}$.

Второй способ — ограничение темпа изменения угла тангажа. Например, при $V_0 = 300$ км/ч и $n_{y \max} = 1,5$ скорость тангажа не должна превышать $5^\circ/\text{с}$, а при $n_{y \max} = 1,7 \dots 8^\circ/\text{с}$. В этом случае угол тангажа не ограничивается. По мнению многих летчиков и по результатам моделирования такой метод контроля $n_{y \max}$ возможен после некоторой тренировки. Представляется, что он должен использоваться и при наличии указателя перегрузки, так как в сложных полетных ситуациях летчику проще контролировать темп изменения тангажа, чем следить за показателями указателя перегрузки.

3.1.3. ВЫВОД ВЕРТОЛЕТА ИЗ "ПОДХВАТА"

Выше были рассмотрены летные ситуации, при которых возникает "подхват" и даны рекомендации летчикам. Обращено внимание на предпосылки, способствующие возникновению срывных явлений на винте,

а именно: резкие движения ручки управления, что приводит к увеличению темпа изменения угла тангажа и выходу перегрузки за допустимые пределы; чрезмерное увеличение общего шага при развороте вертолета и других фигурах пилотажа. Показано, что при возникновении тенденции вертолета к самопроизвольному кабрированию необходимо немедленно, одновременно с отклонением ручки управления вперед, уменьшить общий шаг. Дополним эти сведения особенностями динамики вертолета, с которыми летчик может встретиться при выводе вертолета из "подхвата".

Кроме указанных действий летчика уменьшению кабрирующего момента несущего винта способствует угловая скорость крена влево. Она также несколько уменьшает нагрузки, действующие на систему управления (см. рис. 1.29). Пикирующий момент вертолета может быть увеличен планером, если создать скольжение [5]. Таким образом, есть средства отдаления "подхвата" и выхода из него. Однако при выработке рекомендаций летчику следует учитывать, что опасность представляет не только само явление, но и значительная разбалансировка вертолета, быстро возникающая из-за интенсивного торможения вертолета. Поэтому действия летчика по парированию подхвата не должны усугубить разбалансировку, например из-за резкого отклонения педали. В результате торможения вертолета до малых скоростей полета возможно попадание на режим "вихревого кольца" (см. разд. 3.4) или в плоский разворот на $140 \dots 180^\circ$, при котором в положении хвостом вперед вертолет летит с недопустимо большой скоростью.

В этой связи рассмотрим подробнее негативные явления, возникающие при чрезмерном отклонении указанных выше органов управления. Уменьшение общего шага более чем на $2 \dots 3^\circ$ вызывает, как отмечалось, значительное увеличение частоты вращения несущего винта. Необходимо учитывать, что из-за превышения допустимой частоты вращения свободной турбины возможно автоматическое выключение двигателей. За раскруткой винта обычно следует его торможение. Оно особенно велико, если в результате подхвата скорость вертолета снижается до $80 \dots 60$ км/ч и меньше, что вызывает значительное увеличение потребной мощности несущего винта. Если был существенно уменьшен общий шаг вертолета, то его восстановление необходимо проводить плавно, в соответствии с преимуществами двигателя. Несоразмерное отклонение педали на больших скоростях полета вызывает скольжение вертолета, которое наряду с увеличением пикирующего момента увеличивает сопротивление вертолета. В результате происходит очень интенсивное замедление движения вертолета, что ускоряет и увеличивает разбалансировку. Поэтому использовать скольжение для парирования "подхвата" не рекомендуется. Крене вертолета с одновременным резким перемещением педали (по типу выполнения поворота на горке) помогает вывести вертолет из кабрирования; однако его следует применять после торможения до скоростей, меньших $200 \dots 150$ км/ч, не допуская больших скольжений или разворота вокруг вертикальной оси.

Выход из "подхвата" может сопровождаться резким изменением угла тангажа на пикирование, так как летчик стремится отклонить ручку управления вперед на максимальную величину. При его парировании следует учитывать, что при чрезмерном отклонении ручки управления назад возможно (см. разд. 3.3.2) опасное сближение лопастей несущего винта с хвостовой балкой.

Предупреждением летчику о превышении допустимой перегрузки является резкое повышение уровня вибраций вертолета. В этом случае следует независимо от того, есть или нет тенденция к "подхвату", уменьшить общий шаг несущего винта, угол крена при развороте и темп увеличения угла тангажа до прекращения вибраций.

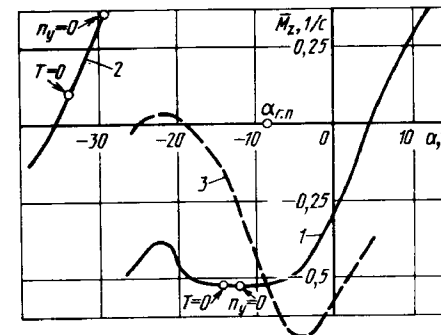
Срывные явления на винте можно отдалить, есть угол тангажа при вводе в горку увеличивать одновременно с уменьшением общего шага. Такой метод пилотирования позволяет увеличить $n_{у\text{расп}}$ на $\sim 0,2$. Темп увеличения $\dot{\theta}$ должен быть таким, чтобы не превышалась максимально-допустимая частота вращения несущего винта. Увеличение шага до исходного положения можно начинать, когда угол тангажа приблизится к фиксируемому значению. К этому времени перегрузка после достижения максимального значения уменьшится до 1,2 ... 1,0 и, следовательно, уменьшатся нагрузки в системе управления, а также возрастет мощность несущего винта и двигателя (см. разд. 3.2). Последнее обстоятельство важно для предотвращения при увеличении общего шага уменьшения частоты вращения винта.

3.1.4. УМЕНЬШЕНИЕ МОМЕНТА УПРАВЛЕНИЯ И ЗАТЯГИВАНИЕ В ПИКИРОВАНИЕ

Ситуация, подобная "подхвату", но с затягиванием вертолета в пикирование возможна, в принципе, при отрицательных углах атаки. Затягивание в пикирование является следствием уменьшения продольного момента управления при малых вертикальных перегрузках в случае неблагоприятных аэродинамических характеристиках планера.

На рис. 3.15 сплошными линиями показан пример неблагоприятной зависимости продольного момента вертолета от его угла атаки при предельных отклонениях ручки управления. Из графика видно, что при $\alpha < -(25 \dots 30^\circ)$ из-за малой вертикальной перегрузки максимальный кабрирующий момент вертолета мал. Рассматриваемая зависимость относится к вертолету с неустойчивым по углу атаки планером (такая ситуация, например, может возникнуть при повреждении стабилизатора в полете). Пунктиром на рис. 3.15 показан продольный момент вертолета с устойчивым планером. У него даже при отклоненной назад ручке управления и $\alpha < -20^\circ$ продольный момент становится кабрирующим, поэтому затягивание в пикирование невозможно. Таким образом, при околонулевых перегрузках велика роль планера в создаваемом вертолетом моменте.

Рис. 3.15. Влияние статической устойчивости планера (по углу атаки при $\alpha < 0$) на затягивание вертолета в пикирование: зависимость M_z от α при отклонении ручки управления: 1, 3 – вперед; 2 – назад



Проявлением тенденции к затягиванию в пикирование является потребность в значительном отклонении ручки управления назад при выводе вертолета из пикирования. Такое явление воспринимается летчиком как неблагоприятная аэродинамическая особенность вертолета. Оно может возникнуть в результате уменьшения угла тангажа с чрезмерно большим темпом при выводе вертолета из горки или вводе в пикирование, особенно на малых скоростях полета. Необходимость в увеличенном отклонении ручки управления назад обусловлена уменьшением эффективности управления вследствие уменьшения тяги несущего винта (вертикальной перегрузки), а также малой статической устойчивостью вертолета по углу атаки. Из рис. 3.1, 3.6 видно, что при вводе в горку $\Delta\delta_v = \delta_v - \delta_{v\text{бал}}$ составляет $1 \dots 2^\circ$, а при выводе из горки намного больше — $4 \dots 6^\circ$, для того чтобы угол тангажа и перегрузка не вышли за пределы допустимых значений. Тенденция на затягивание в пикирование возможна, если при переходе на режим самовращения на скоростях полета, близких к максимальной, летчик быстро уменьшает общий шаг (см. разд. 4.5). Это относится особенно к вертолетам, имеющим фиксированно установленный (неуправляемый) стабилизатор.

3.2. ИЗМЕНЕНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА И СКОРОСТИ ПОЛЕТА ПРИ МАНЕВРАХ

3.2.1. ПРИЧИНЫ БОЛЬШИХ ИЗМЕНЕНИЙ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ

Регуляторы, изменяющие мощность двигателя при изменении частоты вращения несущего винта, не стабилизируют ее с удовлетворяющей конструкторов точностью при интенсивных маневрах вертолета. Ограничения на пределы изменения частоты вызваны как требованиями аэродинамической эффективности винта (таких как отдаленность режима работы винта от срыва потока, умеренная величина числа M_0 , близость коэффициента тяги винта к оптимальному значению), так и требованиями прочности и уровня вибраций вертолета в целом, его агрегатов или двигателей. Кроме того, при чрезмерной раскрутке винта (свободной турбины) происходит автоматическое выключение двигателей.

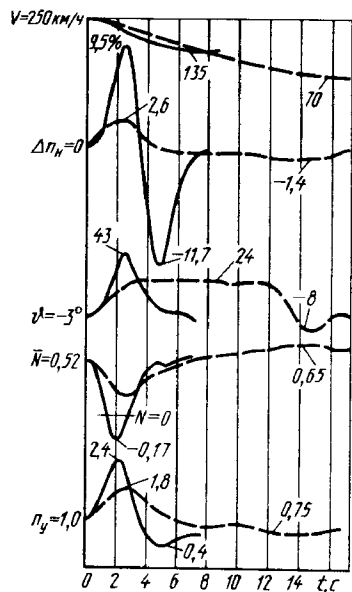


Рис. 3.16. Изменение по времени параметров движения вертолета при горке:
 — с мгновенным выходом на $\Delta\theta_{\max}$;
 - - - с фиксацией угла тангажа, $\Delta\theta_{\max} = \text{const}$

Причиной большого изменения частоты вращения несущего винта при интенсивных маневрах вертолета является резкое уменьшение потребляемой мощности винта на большую величину при изменении его угла атаки, общего шага и скорости тангажа (рис. 3.16). Так, при $\delta_0 = \text{const}$ мощность винта может измениться от крейсерской до нулевой за 1,5 ... 3,0 с, и еще быстрее — при уменьшении общего шага.

При увеличении угла атаки (вертикальной перегрузки) частота вращения увеличивается. Затем из-за уменьшения регулятором мощности

двигателя вплоть до малого газа, а также, в связи с тем, что в соответствии с законом регулирования (см. в разд. 2.5 выражение 2.79) увеличение мощности двигателя начнется только после того, как возникнет условие $n_H < n_{H.\text{ном}}$, частота вращения винта значительно уменьшается. То же самое происходит при быстром уменьшении угла установки винта. Например, если на вертолете с двигателем, имеющим максимальный темп сброса мощности $\dot{N}_e \leq 15 \text{ \%}/\text{с}$, при наборе высоты на максимальной мощности за 1 с уменьшить угол установки до минимального, то частота вращения увеличится на 10 ... 15 %, а если вместе с уменьшением угла установки увеличить тангаж вертолета, то раскрутка может достигнуть 15 ... 20 %.

Таким образом, установка на вертолет современных регуляторов частоты вращения не освобождает летчика от необходимости наблюдения за частотой вращения во время интенсивного маневрирования. Во многих случаях изменение частоты вращения определяет максимальный темп перемещения рычагов управления вертолетом (например, при выходе из планирования), величину располагаемой перегрузки и время уменьшения скорости полета.

3.2.2. РАСПОЛАГАЕМАЯ ВЕРТИКАЛЬНАЯ ПЕРЕГРУЗКА И ВРЕМЯ ТОРМОЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА, ОБУСЛОВЛЕННЫЕ ДОПУСТИМОЙ ЧАСТОТОЙ ВРАЩЕНИЯ

Изменение частоты вращения винта и других параметров при горке показано на рис. 3.16. Видно, что максимум частоты вращения по времени приблизительно соответствует максимальной вертикальной перегрузке. Из сравнения двух маневров видно, что при большей перегрузке несущий винт раскручивается интенсивней. Затем, когда перегрузка начинает уменьшаться, мощность увеличивается и при $n_y \cong 1,0$ становится приблизительно равной исходной. При этом частота вращения из-за недостаточной приемистости двигателя продолжает уменьшаться. Горка с участком выдерживания постоянного угла тангажа (типа показанной на рис. 3.16 пунктирными линиями) происходит с большим торможением вертолета. При этом возникает большая разница в мощностях несущего винта. Например, при вводе в горку $V_0 = 250 \text{ км/ч}$ и выводе из горки на скорости 100 км/ч при $\delta_0 = \text{const}$ мощность увеличивается на 20 %. Это объясняется выходом вертолета на отрицательные углы атаки, а также тем, что при скоростях, меньших наивыгоднейшей, мощность по мере торможения вертолета возрастает. Тем не менее, при торможении вертолета на горке частота вращения винта уменьшается только на $\sim 1 \text{ \%}$, т. е. незначительно.

Ниже, в основном, будут рассматриваться S-образные горки (см. разд. 2.8.1) типа показанной на рис. 3.16 сплошными линиями. Получить большие перегрузки и, следовательно, иметь значительное изменение частоты вращения можно только при таком маневре.

Рассмотрим влияние на изменение частоты вращения несущего винта различных параметров. Зависимость $\Delta n_{H\max} = f(n_{y\max})$ при различных скоростях ввода в горку V_0 приведена на рис. 3.17. На графике положительные значения $\Delta n_{H\max}$ относятся к раскрутке винта, отрицательные — к торможению. Видно, что максимальное изменение частоты вращения зависит от начальной скорости горки и с ее увеличением уменьшается. Это объясняется большей мощностью несущего винта на исходном режиме горизонтального полета и меньшим потребным изменением угла атаки винта для получения перегрузки. Наибольшее уменьшение частоты вращения происходит при перегрузках, превышающих $n_y = 2,0$. Обусловлено оно изменением мощности двигателя до малых значений из-за раскрутки винта. При больших перегрузках уменьшение частоты вращения может превзойти ее увеличение.

Особенно интенсивно раскручивается винт при маневрах, выполняемых с уменьшением общего шага. Общий шаг уменьшается при форсированном развороте (чтобы не допустить набора высоты), при горке — для интенсивного торможения вертолета с малым набором высоты или при необходимости быстро увеличить угол тангажа без набора высоты. Например, при горке с $n_{y\max} = 2,0$ уменьшение шага на $2,5^\circ$ за 1,0 ... 1,5 с

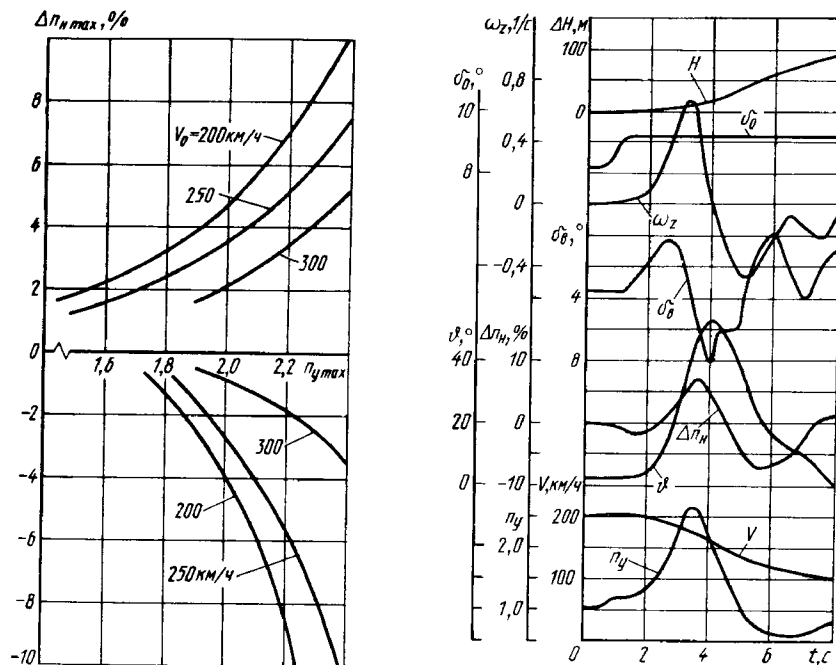


Рис. 3.17. Зависимость максимальных увеличения и уменьшения частоты вращения несущего винта $\Delta n_{\max}$ от $n_{y\max}$ и V_0 горки

Рис. 3.18. Горка с располагаемой вертикальной перегрузкой, обусловленной максимально-допустимым изменением частоты вращения несущего винта

вызывает увеличение частоты вращения на $\sim 10\%$, против $\sim 4\%$ в случае $\delta_0 = \text{const}$. Увеличение перегрузки при выходе из планирования с $\delta_0 = \text{const}$ сопровождается большой раскруткой винта. Поэтому, например при $V_0 = 250$ км/ч и $V_{yg} = -10$ м/с при допустимой раскрутке 5% , максимальная перегрузка может быть не более $1,4$. Таким образом, одним из основных ограничений на таких маневрах является увеличение частоты вращения винта.

Максимальная перегрузка, ограниченная допустимым изменением частоты вращения, также называется располагаемой. Обычно это ограничение происходит при маневрах на скоростях $150 \dots 250$ км/ч. Горка, показанная на рис. 3.18, иллюстрирует предельные возможности маневрирования при начальной скорости 200 км/ч. На горке за счет интенсивного увеличения угла тангажа ($\omega_z \cong 40^\circ/\text{с}$) достигается перегрузка $2,6$. При этом запаздывание угла тангажа на отклонение ручки управления вперед незначительно, однако изменение частоты вращения несущего винта составляет $\Delta n_{\max} = 7\%$ и $\Delta n_{\min} = -8\%$. Чтобы не допустить раскрутки винта до больших значений, горка выполнялась с увеличением общего шага.

Исследование влияния полетной массы на увеличение частоты вращения при горке показало, что при большей массе выход на ту же величину перегрузки, что и при малой, сопровождается большей раскруткой. Это объясняется тем, что вертолет должен выйти на больший угол атаки. То, что при большей массе у вертолета больший угол установки лопастей, в меньшей мере влияет на $\Delta n_{\max}$, чем увеличение угла атаки.

На изменение частоты вращения несущего винта во время маневров влияют характеристики двигателя и регулятора частоты вращения свободной турбины. При увеличении статизма регулятора (см. разд. 2.5) раскрутка увеличивается (рис. 3.19). Например, при горке с $n_{y\max} = 2,0$ раскрутка составляет $\Delta n_{\max} = 3,9\%$ при статизме 10% , и $\Delta n_{\max} = 2,5\%$ при статизме 4% . На графике нанесена граница (А), соответствующая раскрутке свободной турбины, при которой мощность двигателя уменьшается до нуля. Если при большей перегрузке несущий винт продолжает раскручиваться, то расщепляется муфта свободного хода (МСХ). Срабатывание МСХ приводит к ее износу, поэтому при моделировании нужно такие случаи выявлять. Из рис. 3.19 видно, что при меньшем статизме регулятора расщепление происходит при меньшей величине раскрутки винта. По графику можно определить располагаемую перегрузку из условий расщепления МСХ. Видно, что от величины статизма она зависит незначительно. Некоторое ее увеличение при большем статизме объясняется раскруткой винта.

Влияние темпа автоматического уменьшения мощности двигателя (при $|\dot{n}_{\text{TK}}| > 3\%/ \text{с}$) на величину раскрутки несущего винта при горке мало. Также мало влияние на нее мощности малого газа двигателя. Это объясняется кратковременностью больших перегрузок $n_{y\max} > 2,0$. Таким образом, при горке раскрутка зависит, в основном, от статизма регулятора. Это относится к случаю, когда возможно регулирование мощности двигателя, т.е. $N_e > 0$ (обычно $\Delta n_{\max}$ составляет $5 \dots 8\%$). При выходе на $N_e = 0$, дальнейшее увеличение частоты вращения определяется только мощностью несущего винта, которая, как следует из рис. 3.16, может достигать значительных отрицательных значений. Как отмечалось выше, при выходе из перегрузки увеличивается потребная мощность несущего винта. Время, в течение которого мощность двигателей меньше мощности несущего винта, тем больше, чем значительней была раскрутка. Варьи-

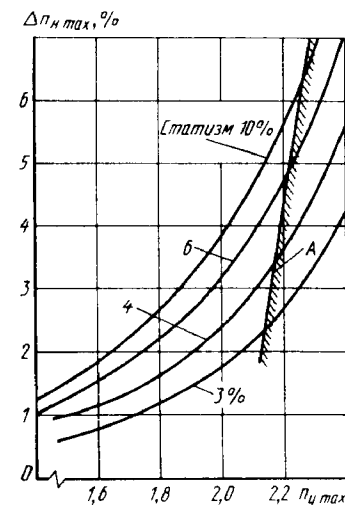


Рис. 3.19. Влияние статизма регулятора частоты вращения на максимальную раскрутку несущего винта при горках с разными максимальными значениями перегрузки

рование времени приемистости двигателя при исследовании интенсивных маневров показало, что увеличение с 5 с, (максимальная скорость изменения частоты вращения турбокомпрессора $\dot{n}_{\text{тк.пр}} = 6 \text{ \% / с}$) до 9 с ($3,5 \text{ \% / с}$) вызывает уменьшение частоты вращения несущего винта на 15, вместо 11 %. При времени приемистости 3,3 с ($9 \text{ \% / с}$) частота вращения уменьшается только на 6 %, и дальнейшее уменьшение этого времени дает малый выигрыш в уменьшении $|n_{\text{нmin}}|$. Увеличение мощности режима малого газа существенно (на $\Delta n_{11} = 3 \dots 6 \text{ \%}$) уменьшает по абсолютной величине указанные значения изменений частоты вращения. Таким образом, увеличение минимального расхода топлива, т.е. малого газа, (это относительно несложное мероприятие) позволяет, не изменяя времени приемистости двигателя или закона регулирования (2.79), не допускать значительного уменьшения частоты вращения при выводе вертолета из максимальной перегрузки.

Временем приемистости двигателя определяется максимальный темп увеличения общего шага и, следовательно, высота, требуемая для вывода вертолета из планирования. Характеристики двигателя таковы, что допустимый темп тем меньше, чем ниже режим работы двигателя. Исследования показали, что не следует одновременно с общим шагом значительно увеличивать угол тангажа для сокращения потери высоты за счет увеличения угла атаки (вертикальной перегрузки). При таком пилотировании (особенно в случае, если в это время двигатель был на режиме малого газа) несущий винт сначала раскручивается, а затем при уменьшении угла атаки может произойти значительное уменьшение частоты вращения винта.

Минимальное время торможения вертолета, обусловленное изменением частоты вращения несущего винта

На рис. 3.20 показаны параметры движения вертолета при выполнении торможения по горизонтальной траектории. Исходная скорость маневра 300 км/ч, конечная — 100 км/ч. Видно, что время маневра зависит от раскрутки несущего винта. Если раскрутка составляет 6 %, торможение происходит за 27 с, если 13 %, то время торможения сокращается до 24 с. При таких раскрутках мощность несущего винта достигает околонулевых и отрицательных значений и возможно расцепление муфты свободного хода.

Следует отметить, что торможение вертолета с максимальным темпом без изменения высоты является достаточно сложным маневром. Летные исследования и моделирование показывают, что необходимость контроля частоты вращения несущего винта существенно загружает летчика. Поэтому целесообразно на малых высотах, на которых снижения вертолета недопустимы, не выходить на малый газ двигателя, что обеспечивает раскрутку не более 3 ... 2 %. При этом регулятор не уменьшит мощность

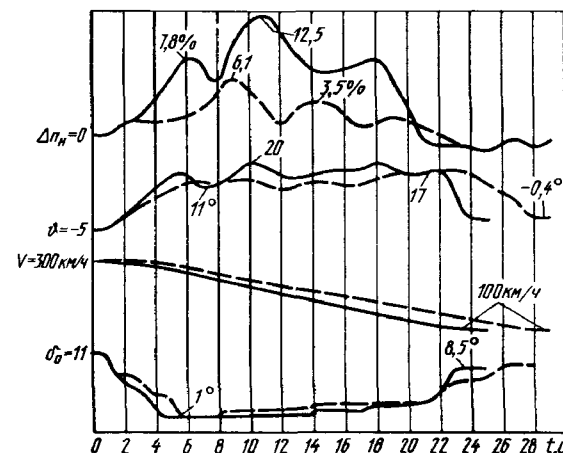


Рис. 3.20. Изменение по времени параметров движения вертолета при торможении: с раскруткой несущего винта на $\Delta n_{\text{нmax}} = 7 \dots 12,5 \text{ \%}$; — — — $\Delta n_{\text{нmax}} = 2 \dots 6 \text{ \%}$

двигателя до минимума и в достаточных пределах поддержит частоту вращения.

Исследование влияния полетной массы вертолета на темп торможения показало, что раскрутку винта легче получить при больших массах. При малых ее значениях (85 ... 80 % от нормальной) несмотря на уменьшение общего шага до минимума частота вращения увеличивается незначительно. Это объясняется тем, что при угле установки винта $\delta_{0 \text{ min}}$ и угле атаки α , при котором $T \cong G$, винт не выходит на отрицательные значения мощности (т.е. $\alpha_{\text{н}} < \alpha_{\text{н самовращения}}$). В этом случае время торможения зависит только от угла тангажа, величина которого определяется условием полета по горизонтальной траектории. Поэтому время торможения при максимальной и минимальной полетных массах отличаются не более чем на 10 %. Однако при малой массе маневр выполнять значительно легче. Уменьшить время торможения при малой полетной массе можно за счет уменьшения минимального значения угла установки лопастей.

Для торможения по горизонтальной траектории необходимо, начиная со скорости, приблизительно равной скорости наивыгоднейшего набора (экономической), плавно увеличивать общий шаг. При этом влияние приемистости двигателя на время маневра не проявляется ($V < 80 \text{ км/ч}$).

3.2.3. РАСПОЛАГАЕМАЯ ВЕРТИКАЛЬНАЯ ПЕРЕГРУЗКА, ОБУСЛОВЛЕННАЯ ТОРМОЖЕНИЕМ ВЕРТОЛЕТА

При выполнении маневра с увеличением угла тангажа вертолет быстро теряет скорость. Например, если вывод вертолета из горки в горизонтальный полет должен быть осуществлен на скорости не менее 50 км/ч,

то при начальной скорости $V_0 = 250$ км/ч выполнение горки с выдерживанием угла тангажа $\vartheta = 60^\circ$ возможно в течение не более 1 с, а с углом $\vartheta = 30^\circ$ — в течение 6 ... 8 с. Как показано в разд. 3.4, при малых скоростях вертолет может попасть на опасный режим вихревого кольца, также имеются другие причины (неустойчивые показания указателя скорости, увеличение уровня вибраций, на малых высотах опасность отказа двигателя и т. д.), из-за которых минимальная скорость вертолета во время маневров не должна быть ниже 50 ... 70 км/ч. Это ограничение обуславливает располагаемую перегрузку, особенно, если ввод в горку осуществляется со скоростей, меньших 150 ... 170 км/ч. Объясняется это меньшей зависимостью тяги несущего винта от угла атаки при уменьшении скорости (например, на $V = 170$ км/ч, по сравнению с $V = 300$ км/ч, производная t_H^α — уменьшается более чем в два раза). Поэтому выход на большую перегрузку требует значительного изменения угла тангажа, что приводит к резкому торможению вертолета.

Чтобы при выполнении маневра скорость не уменьшалась до величины, меньшей допустимой, необходимо вывод вертолета из кабрирования производить с большим темпом, а это приводит к падению перегрузки до минимальной. И наоборот, при меньшем темпе вывода из горки легче соблюсти ограничение по перегрузке, однако труднее по скорости. Таким образом, ограничения $V_{\min}$ и $n_{y\min}$ взаимосвязаны. Минимальная вертикальная перегрузка при маневре ограничивается, чтобы обеспечить работоспособность гидросистемы и подачу топлива в двигателях, а также в связи с увеличением махового движения лопастей (см. разд. 3.3).

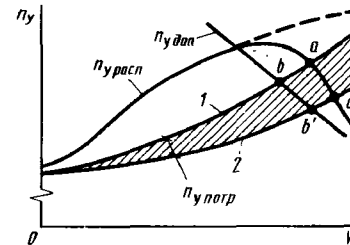
Зависимость располагаемой вертикальной перегрузки от скорости полета

Итак, располагаемую вертикальную перегрузку вертолета обуславливают "подхват", увеличение или уменьшение частоты вращения несущего винта до допустимых пределов, торможение вертолета до минимально-допустимой скорости. При постоянных полетной массе, давлении, температуре наружного воздуха и скорости полета располагаемая перегрузка зависит от выполняемого маневра, а также от центровки вертолета, что на примере "подхвата" показано в разд. 3.1. В руководствах по летной эксплуатации для уменьшения информации, необходимой летчику, обычно вносится одно, наименьшее из перечисленных выше значений $n_{y\text{расп}}$; иногда для какого-то типа маневра это значение указывается специально.

Рассмотрим зависимость $n_{y\text{расп}}$ от V (рис. 3.21). Обычно у вертолета с малым крылом ($S_{\text{кр}}/F = 0 \dots 0,03$) $n_{y\text{расп}}$ максимальная на скоростях 180 ... 250 км/ч и равна на высотах 500 м и ниже 2,0 ... 3,0. Она ограничивается выходом за допустимые пределы частоты вращения винта. На скоростях, близких к максимальным, $n_{y\text{расп}} = 1,5 \dots 2,0$. Уменьшение $n_{y\text{расп}}$ происходит из-за "подхвата". В тех же пределах, что и $n_{y\text{расп}}$, находится ограниченная прочностью агрегатов допустимая перегрузка

Рис. 3.21. Зависимость располагаемой, потребной для эффективного маневрирования и допустимой вертикальных перегрузок от плоскости полета:

— вертолет; — — винтокрыл; 1 — разворот на 120° ; 2 — горка



$n_{удоп}$. У вертолетов с большим крылом и движителем (винтокрылы) при соответствующем выборе параметров можно иметь $n_{y\text{расп}}$ и $n_{удоп}$, равными 2,0 ... 3,0 и на $V_{\max}$. На скоростях менее 150 ... 200 км/ч располагаемая перегрузка уменьшается из-за ограничения минимальной скорости полета при маневрах. На скоростях 0 ... 100 км/ч перегрузка создается за счет увеличения угла установки лопастей (на средних и больших скоростях — в основном изменением угла атаки) и определяется мощностью двигателя. Она также зависит от демпфирования вертикального перемещения винта и приемистости двигателя.

На скоростях 100 ... 200 км/ч максимальная тяга $T_{\max}$ и, следовательно, $R_{y\max}$, начиная с некоторого угла атаки (соответствующего срыву потока на несущем винте), при всех углах установки δ_0 перестает увеличиваться. Таким образом, на $V = 0 \dots 200$ км/ч у вертолета имеются максимально возможные подъемная сила и перегрузка. Следует стремиться, чтобы у вертолетов не было ограничений для их реализации.

На больших скоростях полета в области срыва потока тяга несущего винта продолжает увеличиваться. Однако в области срыва градиент зависимости t_H^α существенно уменьшается. Это, как отмечалось, требует для реализации $R_{y\max}$ выхода вертолета на большие углы тангажа. Поэтому, если нет "подхвата", то $n_{y\text{расп}}$ ограничивается торможением вертолета до $V_{\min}$. При этом эффективность маневра возрастает только за счет интенсивного уменьшения скорости полета, а располагаемая перегрузка возрастает незначительно.

На рис. 3.21 показаны характерные по скорости полета вертикальные перегрузки, требуемые для эффективного выполнения маневров вертолета. Они поясняются в разд. 2.8.6. Видно, что до скорости a потребности вертолета в маневрировании обеспечиваются (до скорости a' при выполнении горки). На больших скоростях полета эффективное маневрирование невозможно: при пилотировании летчик руководствуется ограничениями, а не качеством выполняемого маневра. Если вертикальная перегрузка имеет ограничение по прочности, то эффективное маневрирование возможно до скорости b (b'). Таким образом, на вертолете потребные и возможные вертикальные перегрузки находятся в противоречии. С увеличением скорости полета потребные перегрузки растут, а возможные — уменьшаются.

3.3. УМЕНЬШЕНИЕ ЗАЗОРОВ МЕЖДУ ЛОПАСТЯМИ НЕСУЩЕГО ВИНТА И ЭЛЕМЕНТАМИ КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА

3.3.1. ЗАДАЧИ МОДЕЛИРОВАНИЯ И ПРИНЯТЫЕ ДОПУЩЕНИЯ

Шарнирное или упругое закрепление лопасти на втулке несущего винта несмотря на большие центробежные силы обуславливают возможность опасного приближения лопастей к элементам конструкции вертолета. Например, концы лопастей могут задеть хвостовую балку или ударить средней частью по выступающим элементам на носовой части фюзеляжа. У многовинтовых вертолетов возможно соударение с лопастями других винтов, так называемое схлестывание, рассмотренное в [20].

Летные испытания одновинтовых вертолетов показывают, что при пилотаже, выполняемом опытным летчиком, даже при наиболее интенсивных маневрах зазоры между лопастями и планером большие. Тем не менее, как показывает практика широкой эксплуатации вертолетов, случаи опасных сближений, хоть и крайне редко, но встречаются. При проектировании вертолета эта проблема должна изучаться также для выбора конструктивных параметров (например, высоты вала несущего винта, диапазона отклонения автомата перекоса) и для разработки устройств, обеспечивающих безопасные зазоры. Помимо определения зазоров максимальное маховое движение лопастей должно изучаться для определения напряжений в элементах конструкции лопастей и втулки несущего винта при бесшарнирной ее конструкции или при ударах об упоры махового движения при втулке с горизонтальными шарнирами.

Приведенные в настоящем разделе результаты исследований получены на математической модели при допущении, что лопасти абсолютно жесткие и упоры, ограничивающие маховое движение, не влияют на положение концевой части лопасти. Целью моделирования являлось определение маневренных режимов с наибольшими углами взмаха вниз как у хвостовой, так и у передней частей вертолета, а также на боковых азимутах винта, если, например на вертолете есть оборудование, которое не должно затеняться лопастями. Углы взмаха лопастей на азимутах винта $\psi_n = 0, 180, 90$ и 270° в осях связанной системы координат находились (с точностью до первой гармоники) по формулам

$$\begin{aligned} \beta_{л.0,180}^* &= a_0 \mp (a_1 \cos \beta_n + b_1 \sin \beta_n - D_1 \delta_v + D_2 \delta_k); \\ \beta_{л.90,270}^* &= a_0 \mp (b_1 \cos \beta_n - a_1 \sin \beta_n + D_1 \delta_v - D_2 \delta_k), \end{aligned} \quad (3.4)$$

где верхние знаки перед скобками относятся к азимутам 0 и 90° , а нижние — к 180 и 270° . Ниже, для упрощения обозначений индекс "*" при β_n не употребляется. Коэффициенты a_0 , a_1 и b_1 , описанные в разд. 1.3 и 2.3 на неустановившихся режимах полета являются квазистатическими

величинами. Учет запаздывания установления махового движения лопастей производится приближенно (см. разд. 2.1). Сравнение максимальных углов взмаха лопасти, полученных на основании такого допущения, с расчетами, в которых маховое движение каждой лопасти несущего винта моделировалось отдельно с учетом ее инерционности, показывают, что несходимость максимальных углов в районе хвостовой балки составляет $\sim 0,5^\circ$. Влияние упругих деформаций лопасти и удара лопастей по упору горизонтального шарнира, как сказано выше, на положение конца лопасти не учитываются. Исследования, выполненные Ю.А. Мягковым и М.Г. Рождественским, показали, что вследствие удара по ограничителям взмах лопасти вниз от плоскости вращения может увеличиваться приблизительно на 1° . Таким образом, при принятых допущениях ошибка составляет $\sim 1,5^\circ$, и она должна учитываться при определении зазоров между лопастями несущего винта и планером. Поэтому безопасные зазоры по результатам моделирования должны приниматься равными не менее 3° .

3.3.2. УГЛЫ ВЗМАХА ЛОПАСТЕЙ В РАЙОНЕ ХВОСТОВОЙ БАЛКИ

На установившихся режимах горизонтального полета лопасти находятся выше плоскости вращения несущего винта при всех центровках вертолета, $\beta_{л0} = 1 \dots 7^\circ$ (на вертолете с большим крылом возможен случай, когда на режиме самовращения на больших скоростях $\beta_{л0} = 0 \dots -2^\circ$). При переходных режимах, выполняемых плавно, и при парировании атмосферных возмущений производимые летчиком перемещения ручки управления изменяют амплитуду махового движения лопастей не более чем на $2 \dots 4^\circ$. Это означает, что на таких режимах лопасть от плоскости вращения не опускается ниже $\beta_{л0} = 0 \dots -3^\circ$.

Маневры вертолета с уменьшением вертикальной перегрузки. Маневрами, на которых наиболее вероятны сближения лопастей с хвостовой балкой, являются ввод в пикирование и вывод из горки. Основная причина опасных сближений на таких режимах — чрезмерно большие и резкие отклонения ручки управления назад, превышающие требуемые для маневра. Предпосылкой к ним может явиться допущенное летчиком интенсивное уменьшение угла тангажа и перегрузки. Моделирование показало, что при парировании возникшей ситуации необходимо быть особенно внимательным, так как вследствие уменьшения перегрузки уменьшается эффективность управления. Уменьшение угла тангажа можно прекратить даже в случае околонулевых значений перегрузки отклонением ручки управления назад не более чем на $2/3$ хода от нейтрала. При этом углы взмаха вниз по абсолютной величине не превышают $4 \dots 6^\circ$. Как будет показано, отклонение ручки назад до упора дает незначительный выигрыш в маневре, но приводит к существенному увеличению угла отклонения лопасти вниз. Большой, чем необходимый

для вывода из пикирования, угол наклона автомата перекоса назад конструктор вынужден делать для обеспечения возможности парирования атмосферных возмущений на режиме висения при попутном ветре и при предельно передней центровке вертолета.

Изменение параметров движения при маневре, на котором отклонения лопастей достигают $-12,5^\circ$, показано на рис. 3.22. Ввод в пикирование выполнялся на скорости полета 150 км/ч. Перегрузка уменьшалась до значения $n_{y \min} = -0,15$, скорость тангажа — до $-0,6$ 1/с. В момент достижения $n_{y \min}$ ручка управления резко (за $\sim 0,8$ с) отклоняется назад до упора. За это время перегрузка возросла только до $n_y = -0,1$, а угловая скорость стала равной $-0,46$ 1/с. При этих условиях угол взмаха лопасти достиг минимального значения. Отметим, что когда вертолет имел минимальную перегрузку и автомат перекоса был наклонен вперед, $\beta_{\text{л}0}$ составлял $2,5^\circ$. Таким образом, взмах лопасти вниз в значительной мере вызван отклонением ручки назад ($D_1 \Delta \delta_{\text{в}} = -17,3^\circ$). Тем не менее, на уменьшение угла $\beta_{\text{л}0}$ влияют и другие параметры.

Проанализируем составляющие, входящие в формулу

$$\beta_{\text{л}0} = a_0 - a_1 = (a_0 - a'_1) - a_1^{\omega_z} \omega_{zH} + D_1 \delta_{\text{в}} - D_2 \delta_{\text{к}}, \quad (3.5)$$

где $\delta_{\text{в}} = x'_{\text{в}} + \delta_{\text{вСАУ}}$; $\delta_{\text{к}} = x'_{\text{к}} + \delta_{\text{кСАУ}}$ (без учета деформаций).

Зависимость от n_y , V , δ_0 первого слагаемого формулы $(a_0 - a'_1)$, отражающего влияние a_0 и a'_1 (напомним, что $a_1 = a'_1$ при $\delta_{\text{в}} = \delta_{\text{к}} = \omega_{zH} = \omega_x = 0$), приведена на рис. 3.23. При определении $(a_0 - a'_1)$ по графику следует иметь в виду, что $\beta_{\text{л}0}$ минимален при n_y большей, чем $n_{y \min}$ ($n_y = n_{y \min} + \Delta n_y$). Различие объясняется тем, что даже за короткое время перемещения ручки управления назад до конструктивного упора перегрузка успевает увеличиться на существенную величину: $\Delta n_y = 0,7 \dots 1,0$ на $V = 250 \dots 300$ км/ч и $0,05 \dots 0,4$ на $V = 100 \dots 200$ км/ч.

Как следует из графика, зависимость $(a_0 - a'_1)$ от n_y невелика. Однако моделирование показало заметное влияние перегрузки на угол взмаха лопасти. Обусловлено оно тем, что ввод вертолета на околонулевые и отрицательные перегрузки происходит при большой по абсолютной величине скорости тангажа (рис. 3.24), и отклонение лопасти вниз увеличивается из-за увеличения слагаемого $a_1^{\omega_z} \omega_{zH}$. На рис. 3.25 показана зависимость максимального угла взмаха лопасти от перегрузки при разных начальных скоростях ввода в пикирование или вывода из горки. Видно, что $|\beta_{\text{л}0}|$ максимален при скорости полета 100 ... 200 км/ч. Это объясняется большими по абсолютной величине ω_z при уменьшении перегрузки и малым приростом Δn_y на $V < 200$ км/ч. Кривые для $V_0 = 100$ и 150 км/ч приведены для $n_{y \min} > 0 \dots +0,4$, так как меньшие перегрузки не достигаются даже при пикировании с углами тангажа $-60 \dots -70^\circ$. Таким образом, у вертолета, для которого по результатам моделирования построен график, $\beta_{\text{л}0} = -11^\circ$ при $n_y = 0,6 \dots 0,4$ и $\beta_{\text{л}0} = -12,7^\circ$ при $n_y = 0$.

Углы $\beta_{\text{л}0}$, приведенные для $n_y = 1,0$, относятся к маневру, когда

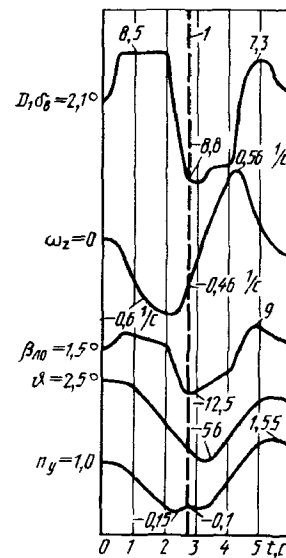


Рис. 3.22. Ввод в пикирование и вывод из него отклонением ручки управления назад до упора: $\delta_0 = 8,2^\circ$; $n_{y \min} = -0,15$; 1 — момент времени максимального взмаха лопасти $\beta_{\text{л}0} = -12,2^\circ$

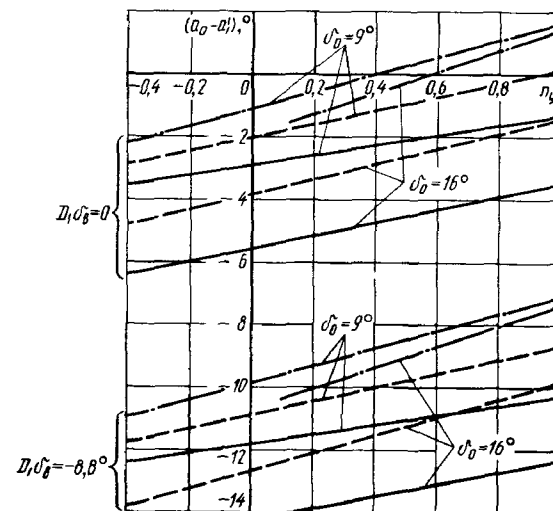


Рис. 3.23. Зависимость составляющей угла взмаха лопасти $(a_0 - a'_1)$ при $\omega_z = 0$ от n_y , δ_0 и V :

— = 300 км/ч; --- = 200 км/ч; - - - - - 100 км/ч

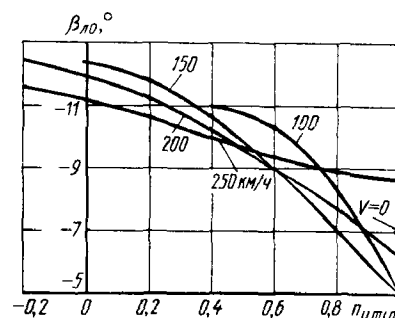
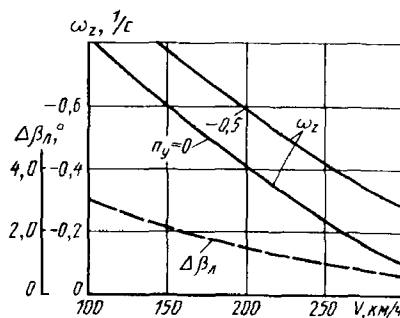


Рис. 3.24. Угловые скорости ω_z , необходимые для реализации $n_{y \min} = 0$ и $-0,5$, и соответствующие им осредненные значения составляющей угла взмаха лопасти $\Delta \beta_{\text{л}}$

Рис. 3.25. Зависимость максимального угла взмаха лопасти на азимуте $\psi_{\text{л}} = 0$ при маневре с $\delta_0 = 14^\circ$ и $D_1 \delta_{\text{в}} = -8,8^\circ$ от $n_{y \min}$ и V_0

ручка отклоняется назад до упора на режимах горизонтального полета. Подробно особенности таких маневров и причины увеличения махового движения на них будут рассмотрены ниже.

Продолжая анализ зависимостей на рис. 3.23, отметим, что взмах лопасти вниз за счет составляющей $(a_0 - a'_1)$ максимален при больших скоростях полета V и большом угле установки лопастей δ_0 . Такое положение может возникнуть, если на $V_0 = 300$ км/ч летчик для увеличения скорости полета изменит с большим темпом угол тангажа на пикирование, а затем отклонит ручку до упора назад для прекращения разгона. В этот момент несмотря на то, что после уменьшения перегрузки увеличится до $n_y \approx 1,0$, взмах лопасти вниз велик. Сочетания малой перегрузки и большого угла установки лопастей несущего винта более вероятны на скоростях полета $V = 100 \dots 200$ км/ч, на которые вертолет попадает при выходе из горки, начатой на $V_0 = 300$ км/ч и выполняемой с $\delta_0 = \text{const}$.

Например, при маневре с $V = 200$ км/ч, на котором автомат перекаса отклоняется до величины, соответствующей $D_1 \delta_B = -9^\circ$, угол взмаха лопастей $|\beta_{\text{ло}}|$ в случае $\delta_0 = 14^\circ$ (такое значение общего шага возможно при переходе в пикирование после набора высоты или при выводе вертолета из горки) на $1 \dots 2^\circ$ больше, чем при $\delta_0 = 9^\circ$ (ввод в пикирование с горизонтального полета).

Влияние на $\beta_{\text{ло}}$ темпа отклонения автомата перекаса, САУ, центровки и устойчивости вертолета. Если для парирования движения вертолета на пикирование перемещение ручки управления назад производить медленно, то перегрузка и скорость тангажа могут возрасти (стать более положительными величинами). В результате отклонение лопасти вниз уменьшится. С другой стороны, при чрезмерно малом темпе перемещения ручки перегрузка становится еще меньше, в результате чего концы лопастей приблизятся к хвостовой балке. Поэтому в исследованиях должны рассматриваться и быстрые и медленные отклонения ручки. На зависимость $\beta_{\text{ло}}$ от δ_B оказывает влияние полетная масса и продольный момент инерции вертолета. У легкого вертолета зависимость проявляется заметно. Например, при массе вертолета 10000 Н в случае отклонения автомата перекаса со скоростью $8^\circ/\text{с}$, вместо $20^\circ/\text{с}$, угол взмаха лопасти уменьшается по абсолютной величине на $25 \dots 30\%$. У тяжелого вертолета влияние темпа мало (рис. 3.26), разница в $\beta_{\text{ло}}$ при одинаковых $\delta_{\text{втах}}$ не превышает 7%.

Система автоматического управления (САУ) уменьшает зазор до хвостовой балки, если ее воздействие увеличивает наклон автомата перекаса назад. Это происходит, когда тангаж уменьшается быстро, и за время перемещения ручки управления скорость тангажа продолжает оставаться отрицательной. Такая ситуация особенно характерна для тяжелых вертолетов.

Рассмотрим влияние центровки вертолета. На установившихся режимах полета положение лопастей несущего винта на азимуте $\psi_{\text{л}} = 0$ ни-

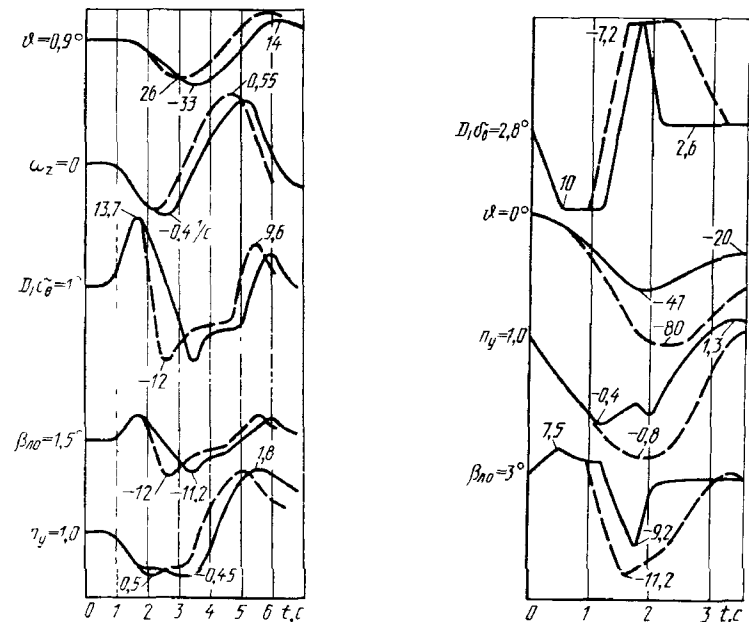


Рис. 3.26. Изменение по времени параметров движения вертолета и угла взмаха лопасти на азимуте $\psi_{\text{л}} = 0$ в зависимости от δ_B :

— $8^\circ/\text{с}$; — — — $20^\circ/\text{с}$

Рис. 3.27. Влияние статической устойчивости по углу атаки $\bar{M}_z^\alpha$ на изменение по времени параметров движения вертолета и $\beta_{\text{ло}}$:

— $\bar{M}_z^\alpha = -3.5 \text{ 1/с}^2$; — — — $\bar{M}_z^\alpha = 1 \text{ 1/с}^2$

же при передней центровке вертолета, чем при задней. При маневрах лопасти также отклоняются ниже при передней центровке несмотря на то, что ручка отклоняется до одного и того же предельного положения. Это объясняется более близким к упору назад балансирующим положением ручки и, следовательно, меньшим увеличением перегрузки, угловой скорости и других параметров. Кроме того, отметим, что при предельно задней центровке вертолета менее вероятны, чем при передней, отклонения ручки назад до упора, так как создается чрезмерно большой кабрирующий момент вертолета, чего летчик не допускает прекращением перемещения ручки. Если все же ручка доведена до упора, то создается большая, чем при передней центровке, скорость тангажа на кабрирование, и это обуславливает меньший угол лопасти вниз от плоскости вращения.

Влияние динамической устойчивости вертолета на $\beta_{\text{ло}}$ обусловлено разницей в превышении перегрузки, угловой скорости и других параметров движения при парировании изменения угла тангажа на пикирование. На рис. 3.27 показано изменение параметров движения легкого вертоле-

та при двух значениях коэффициента статической устойчивости вертолета по углу атаки M_z^α (разные площади стабилизатора). Летчик изменял угол тангажа вертолета на $\Delta\vartheta = -40^\circ$ с максимальным темпом, $n_{y\min} = -0,3$. Видно, что при вводе в пикирование попытка не превзойти ограничение $n_{y\min} = -0,4$ у динамически неустойчивого вертолета привела к существенному уменьшению тангажа и выходу за $n_{y\min}$ несмотря на отклонение ручки управления до конструктивного упора. При этом взмах лопасти вниз увеличился по сравнению с устойчивым вертолетом приблизительно на 2° . Если для того, чтобы не допустить превышений тангажа и перегрузки на неустойчивом вертолете, увеличить $\delta_{v\max}$, то произойдут еще большие отклонения лопастей.

Максимальные углы взмаха лопастей несущего винта вниз от плоскости вращения вследствие срыва потока. Характерными маневрами, при которых возможен срыв потока на винте, являются увеличение вертикальной перегрузки при вводе в горку и переход на режим самовращения при отказе всех двигателей. Рассмотрим маховое движение лопастей при их выполнении.

При увеличении вертикальной перегрузки несущий винт находится в условиях, отличающихся от режимов ввода в пикирование или вывода из горки, на которых $n_y < 1,0$, а именно:

в процессе увеличения перегрузки возрастает эффективность управления, поэтому соответственно уменьшаются потребные отклонения ручки управления для создания кабрирующего момента;

угловая скорость тангажа при кабрировании ($\omega_z > 0$) уменьшает угол взмаха лопасти;

увеличивается угол конусности винта α_0 , что отдаляет лопасти от хвостовой балки;

автопилот (САУ) уменьшает отклонение автомата перекоса в направлении на себя.

Таким образом, при кабрировании вертолета параметры изменяются так, что создаются благоприятные условия для обеспечения зазоров между лопастями и хвостовой балкой. Тем не менее, при больших углах атаки винта (вертикальной перегрузке) из-за срыва потока значительно увеличивается отклонение конуса лопастей назад (см. коэффициент махового движения a_1 на рис. 2.13). При этом рост угла конусности α_0 происходит в малой степени. В результате возрастают углы отклонения лопастей вниз (см. рис. 1.12). Наибольшие по абсолютной величине углы $\beta_{\text{до}}$ соответствуют углублению в область срыва потока при максимальном угле установки δ_0 . При этом возникает значительный кабрирующий момент вертолета, который обычно при нормальном пилотировании летчиком не допускается. И все же, как показывает моделирование, возможно кратковременное отклонение ручки назад до упора. Существует ряд летных ситуаций, например неожиданная встреча с препятствием или быстрое увеличение угла тангажа после его изменения на пикирование из-за отказа автопилота, в которых непреднамеренно могут быть такие дей-

ствия летчика. Они наиболее опасны, если происходят на скоростях полета, близких к максимальной, и, особенно, при увеличенном угле установки лопастей. При этом, например на $V = 300$ км/ч углы взмаха лопасти вниз от плоскости вращения при $D_1\delta_v = -10,5^\circ$ и $n_y = 2,0 \dots 2,2$ могут достигать $\beta_{\text{до}} = -(12 \dots 14)^\circ$.

На величину $\beta_{\text{до}}$ в срывной области (см. рис. 1.12) существенно влияет величина скорости тангажа. Чем ω_z больше, тем угол взмаха лопасти меньше. Но если летчик резко отклоняет ручку управления, то к моменту, когда δ_v достигнет максимального значения, ω_z только начинает развиваться. В этой ситуации сильно проявляется влияние момента инерции вертолета. Если он мал, то быстро возникает скорость тангажа. При большом моменте инерции вертолета срыв на несущем винте возникает за счет увеличения угла атаки винта только вследствие большого отклонения автомата перекоса, так как угловое движение вертолета только начинается. Например, увеличение момента инерции в три раза (при одинаковых других параметрах вертолета) увеличивает отклонение лопасти вниз на $1,5^\circ$.

На основании изложенного рекомендуется: ввод в горку на больших скоростях полета $V > (V_{\max} - 30 \text{ км/ч})$ выполнять при постоянном общем шаге или с его уменьшением на $2 \dots 4^\circ$; следует не допускать резких отклонений ручки управления на большую величину.

При отказе всех двигателей чрезмерно большие отклонения ручки управления возможны вследствие уменьшения эффективности продольного управления, которое происходит из-за значительного уменьшения частоты вращения несущего винта. Такие отклонения ручки на скоростях полета, близких к максимальной, при неуменьшенном общем шаге (что является ошибкой летчика) вызывают срыв потока на лопастях несущего винта. Его возникновение является следствием увеличения угла атаки при большой относительной скорости $\bar{V} = V/\omega_n R$ (за время $t \cong 1,5$ с, в течение которых $\omega_n R$ уменьшается до минимального значения, скорость полета, практически, не изменяется). В результате срыва потока по тем же причинам, которые были указаны выше, возрастают углы взмаха лопастей $\beta_{\text{до}}$.

Используем для анализа таких действий летчика при переходе на режим самовращения зависимости, приведенные на рис. 3.28 и 3.29. На рис. 3.29 показана ситуация, в которой задержка уменьшения общего шага после отказа двигателей составляла 1,3 с. Уменьшению δ_0 предшествовало быстрое перемещение ручки продольного управления назад до значения, соответствующего $D_1\delta_v = -5,3^\circ$. Уменьшение частоты вращения было прекращено. Однако при этом значительно увеличился угол атаки винта $\Delta\alpha_n = D_1(\delta_v - \delta_{v\text{бал}}) = 10,1^\circ$ (за время отклонения δ_v угол атаки вертолета α практически не успел измениться). Как видно из рис. 3.28, винт в срыве. При этом составляющая угла взмаха лопасти $(\alpha_0 - \alpha'_1)$ из-за уменьшения ωR вместо $-4,5^\circ$ стала равной $-8,2^\circ$, $\beta_{\text{до}} = (\alpha_0 - \alpha'_1) - D_1\delta_v = -13,5^\circ$. При моделировании (см. рис. 3.29) полу-

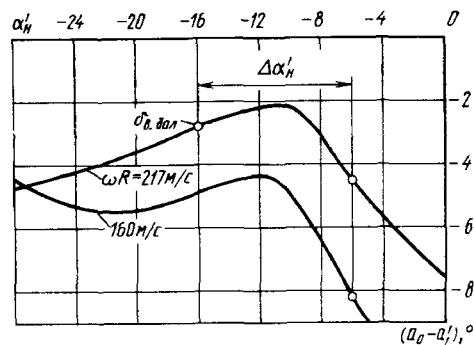
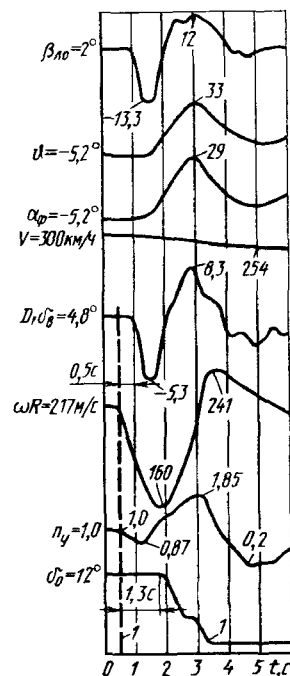


Рис. 3.28. Зависимость составляющей угла взмаха лопасти $(a_0 - a'_1)$ от α_H и ωR при $\omega_z = 0$, $V = 300$ км/ч

Рис. 3.29. Изменение по времени параметров движения вертолета и $\beta_{л10}$ при отказе всех двигателей: 1 — время отказа двигателей



чено $\beta_{л10} = -13,3^\circ$; отличие незначительно, так как скорость тангажа к этому времени мала.

Таким образом, увеличение $\beta_{л10}$ вызвано возникновением неблагоприятного сочетания параметров: больших V , δ_0 и $D_1 \delta_B$, малых ω_z , $\omega_H R$ (отметим, что при этом несмотря на срыв потока, $n_y \approx 1,0$ из-за малой $\omega_H R$). Чтобы избежать такой ситуации, при переходе на режим самовращения на скорости полета, близкой к максимальной, уменьшение общего шага должно опережать отклонение ручки управления "на себя" или, по крайней мере, происходить одновременно. Одновременное отклонение этих рычагов иногда может потребоваться. Например, при отказе всех двигателей на малой высоте оно позволит уменьшить снижение вертолета и интенсивно уменьшить скорость для выполнения посадки. В этом случае для обеспечения безопасных зазоров до хвостовой балки достаточным является отклонение ручки продольного управления назад на величину не более 0,5 ... 0,7 хода от нейтрал.

3.3.3. УГЛЫ ВЗМАХА ЛОПАСТЕЙ В РАЙОНЕ НОСОВОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА

На азимуте $\psi_{л1} = 180^\circ$ лопасть может опуститься ниже плоскости вращения при маневрах, при выполнении которых ручка управления отклоняется вперед до упора, уменьшается общий шаг до малых значений

и, следовательно, уменьшается вертикальная перегрузка. Угол взмаха максимален, если при $n_{y \min}$ автомат перекося отклонен на $\delta_{B \max}$. Возможность совпадения во времени этих параметров обусловлена статической устойчивостью вертолета по перегрузке на режимах, когда $n_y < 1,0$. Это видно, например, из рис. 3.10 при $-25^\circ < \alpha < -5^\circ$.

В качестве примера на рис. 3.30 показано изменение параметров движения вертолета при вводе в пикирование с отрицательной вертикальной перегрузкой. Исходная скорость $V_0 = 200$ км/ч. Вводу в пикирование предшествовало перемещение вниз рычага общего шага несущего винта, а также (для уменьшения интенсивности разгона вертолета при пикировании) небольшое увеличение угла тангажа. В результате максимального отклонения ручки управления вертолет вышел на $n_{y \min} = -0,4$, угол взмаха лопасти составил $\beta_{л180} = -11,2^\circ$.

Проанализируем полученный результат и рассмотрим влияние на него различных параметров. Воспользуемся формулой

$$\beta_{л180} = (a_0 + a'_1) + a'_1 \omega_z \omega_{zn} - D_1 \delta_B + D_2 \delta_K. \quad (3.6)$$

Влияние величины отклонения автомата перекося на угол взмаха лопасти более существенно, чем других параметров, $D_1 \delta_B = 12^\circ$. Первое слагаемое формулы зависит от вертикальной перегрузки n_y , угла установки лопастей δ_0 и скорости полета V . Эти зависимости показаны на рис. 3.31. Видна существенная зависимость этой составляющей угла взмаха от перегрузки. Если обратиться к записи параметров на маневре, то видно, что на участке $t = 3,9 \dots 4,8$ с, когда автомат перекося находится на переднем упоре, угол взмаха лопасти продолжает изменяться. Однако это изменение $\Delta \beta_{л180} = -3,2^\circ$ меньше, чем определяемое из рис. 3.31 при $\delta_0 = 2^\circ$, по которому $\Delta \beta_{л180} = -4,3^\circ$, так как при маневре скорость тангажа отрицательна. Так что влияние перегрузки на угол взмаха меньше, чем по зависимости $(a_0 + a'_1)$.

Влияние ω_z особенно заметно на маневрах, выполняемых на малых и средних скоростях полета (см. рис. 3.24). Видно, что на скорости $V = 300$ км/ч составляющая формулы (3.6) $a'_1 \omega_z \omega_{zn}$ равна $0,6^\circ$, а на $V = 100$ км/ч она существенно больше -3° . В анализируемом нами маневре из-за угловой скорости ω_z угол взмаха лопасти на $1,7^\circ$ меньше, чем при $\omega_z = 0$.

Отметим, что на рис. 3.31 на $V > 200$ км/ч при $n_y = \text{const}$ и $D_1 \delta_B = 12^\circ$ величина $(a_0 + a'_1)$ приблизительно на $0,5 \dots 0,8^\circ$ больше, чем сумма составляющих $(a_0 + a'_1)$ при $\delta_B = 0$ и $D_1 \delta_B$. Эта разница объясняется влиянием подъемной силы планера, так как при $n_y = \text{const}$ и разных $D_1 \delta_B$ у планера разные углы атаки. Таким образом, на углы взмаха лопасти влияют также характеристики планера.

Очевидно, что чем меньше угол установки винта δ_0 , тем лопасть находится ниже. Например, при изменении δ_0 от 9 до 2° угол взмаха лопастей увеличивается на 2° . Поэтому маневр, выполненный при меньшем δ_0 ,

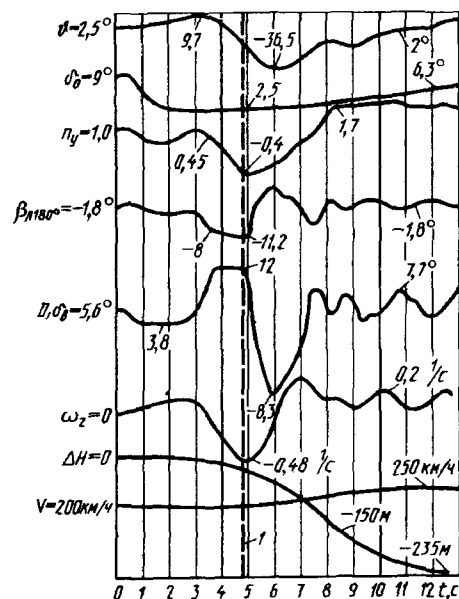


Рис. 3.30. Ввод в пикирование отклонением ручки управления вперед до упора:

1 — максимальный взмах лопасти $\beta_{\text{пл}180} = -11.2^\circ$, $n_{y\text{min}} = -0.4$

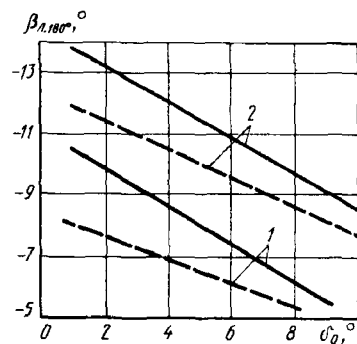


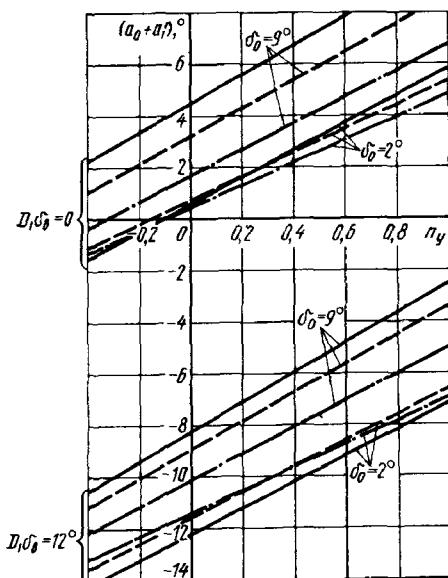
Рис. 3.31. Зависимость составляющей угла взмаха лопасти $(a_0 + a'_1)$ при $\omega_z = 0$ от n_y , δ_0 и V :
— 300 км/ч; --- 200 км/ч; - · - · - 100 км/ч

Рис. 3.32. Зависимость максимального угла взмаха лопасти на азимуте $\psi_{\text{пл}} = 180^\circ$ при маневре с $n_{y\text{min}} = 0$ и D_1/δ_0 :
1 — 10.4° ; 2 — 14.2° (отказ САУ), от δ_0 и V_0 :
— 300 км/ч; --- 150 км/ч

более неблагоприятен. Кроме того, при малом δ_0 из-за меньших значений коэффициента махового движения a_1 легче реализовать околонулевые и отрицательные значения перегрузки. Они достигаются меньшей ω_z , что также способствует большим отклонениям лопасти вниз. При вводе в пикирование или выводе из горки при большом угле установки лопастей может оказаться, что значения перегрузок $n_y < 0$ вообще не могут быть реализованы.

Итак, в анализируемом примере составляющие угла взмаха лопасти $\beta_{\text{пл}180} = -11.2^\circ$ следующие: $(a_0 + a'_1) = -0.9^\circ$, $D_1 \delta_0 = 12^\circ$, $a_1^{\omega_z} \omega_{z\text{н}} = 1.7^\circ$.

У вертолетов, у которых система управления выполнена так, что при



максимальном отклонении ручки управления САУ может дополнительно отклонить автомат перекося вперед, следует учитывать возможность увеличения углов взмаха лопастей из-за отказа в САУ. При вводе в пикирование исправно работающая САУ уменьшает взмах лопасти. В случае отказа САУ, при котором увеличивается δ_0 , угол взмаха лопасти вниз возрастает на $\sim 2D_1 (\delta_{\text{в САУ}})_{\text{max}}$.

Влияние скорости V_0 , с которой вертолет вводится в пикирование, показано на рис. 3.32. Видно, что при маневрах на скоростях 300 и 150 км/ч, осуществляемых при углах установки винта $\delta_0 = 8 \dots 10^\circ$, $\beta_{\text{пл}180}$ отличаются менее чем на 1° . Малая разница объясняется тем, что на $V_0 = 150$ км/ч большая по абсолютной величине, чем на 300 км/ч, составляющая угла взмаха $(a_0 + a'_1)$ (см. рис. 3.31) компенсируется большим значением $a_1^{\omega_z} \omega_{z\text{н}}$. При малых δ_0 величина $(a_0 + a'_1)$ не зависит от скорости полета. Поэтому при уменьшенном общем шаге ввод в пикирование на $V = 300$ км/ч сопровождается отклонениями лопастей большими чем на 150 км/ч.

Таким образом, наибольшее сближение лопастей несущего винта с элементами конструкции вертолета на азимуте винта $\psi_{\text{пл}} = 180^\circ$ происходит на больших скоростях полета и малых углах установки лопастей во время выхода вертолета на минимальные перегрузки. Отказ в САУ может существенно увеличить сближение.

3.3.4. УГЛЫ ВЗМАХА ЛОПАСТЕЙ НА БОКОВЫХ АЗИМУТАХ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Математическое моделирование показало, что к режимам, на которых возможно наибольшее маховое движение лопастей на боковых азимутах винта $\psi_{\text{пл}} = 90$ и 270° , относятся:

маневры с уменьшением вертикальной перегрузки (ввод в пикирование, вывод из горки, переход на планирование);

ввод в крен для выполнения разворота;

прекращение резкого кренения или перевод вертолета в противоположный крен большим отклонением ручки управления вбок.

При маневрах с $n_{y\text{min}} = 0$ углы взмаха могут достигать $2 \dots -1^\circ$, т. е. лопасти, практически, не опускаются ниже плоскости вращения. Изменение махового движения происходит в основном за счет уменьшения угла конусности лопастей. При этом отклонение конуса лопастей вбок и кренение вертолета, вследствие изменения коэффициента махового движения b_1 , парируются летчиком отклонением ручки управления.

При выполнении маневров с большими вертикальными перегрузками из-за срыва потока конус лопастей стремится отклониться вправо. Однако и здесь из-за парирующих действий летчика и увеличения угла конусности винта a_0 лопасти не опускаются ниже плоскости вращения винта.

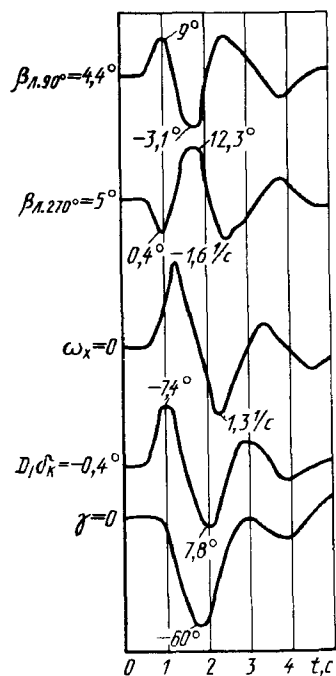


Рис. 3.33. Изменение по времени параметров движения вертолета и угла взмаха лопасти на азимутах $\psi_L = 90^\circ$ и 270° при вводе и выводе из крена

Рассмотрим маховое движение лопастей при боковых маневрах с большим отклонением ручки вбок. При этом надо иметь в виду следующее. Диапазон поперечного отклонения автомата перекоса существенно меньше продольного. Поэтому углы взмаха лопастей на боковых азимутах меньше, чем при $\psi_L = 0^\circ$ и 180° . Существенным является также меньший, по сравнению с продольным, поперечный момент инерции вертолета. Из-за этого при маневре происходит более интенсивное нарастание угловой скорости и, следовательно, увеличенное демпфирование махового движения лопастей.

Характер изменения по времени углов взмаха лопастей — β_{L90} и β_{L270} при интенсивных вводе вертолета в правый крен и выводе из него показан на рис. 3.33. Достижимая в процессе кренения угловая скорость ω_χ составила — 1,6 1/с. Отклонение

конуса лопастей (b_1) влево больше, чем вправо. Это объясняется тем, что в момент, когда парирующее отклонение δ_k стало максимальным, ω_χ по абсолютной величине уменьшилась до малых значений (прекращение кренения). Поэтому наибольшие углы взмаха лопасти вниз возникают при парировании кренения вертолета большим отклонением ручки управления $\beta_{L90} = -3^\circ$. Для сравнения отметим, что при вводе в крен угол взмаха лопасти составил $\beta_{L270} = 0,4^\circ$.

Таким образом, максимальные углы взмаха на боковых азимутах несущего винта у одновинтового вертолета невелики.

3.3.5. МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ПЕРЕГРУЗКА. ПРЕДЕЛЬНЫЕ ОТКЛОНЕНИЯ РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ

Выше было показано, что при маневрах с уменьшением вертикальной перегрузки возможны значительные отклонения лопастей несущего винта вниз от плоскости вращения. Поэтому, а также по причинам, изложенным в разд. 3.2.3, устанавливается минимально допустимая перегрузка. Тем не менее, одного этого указания летчику недостаточно. Приведенные в разд. 3.3.2 данные свидетельствуют о том, что наиболее действенным средством уменьшения махового движения лопастей на маневре является ограничение максимального отклонения автомата перекоса.

В этой связи возникает вопрос об определении минимально возможной величины $\delta_{v\max}$. Для этого рассмотрим одну из важнейших характеристик маневренности — высоту, потребную для вывода из пикирования, $\Delta H_{\text{выв}}$.

В качестве иллюстрации, поясняющей зависимость от $\delta_{v\max}$ параметров движения вертолета, в том числе высоты $\Delta H_{\text{выв}}$ и угла взмаха лопасти β_{L0} , рассмотрим две записи движения вертолета при пикировании. На рис. 3.34, б вывод из пикирования выполнялся с отклонением автомата перекоса до значения $D_1\delta_v = -11,9^\circ$, выбранного из условия обеспечения режима висения. На рис. 3.34, а показан маневр, в котором $D_1|\delta_v|_{\max}$ было уменьшено на $6,6^\circ$. Ввод в пикирование выполнялся одинаково: вертолет выходил на отрицательную перегрузку и большой угол тангажа: $n_{y\min} = -0,25$, $\Delta\vartheta_{\min} = -70^\circ$. Вывод из пикирования производится увеличением перегрузки приблизительно до одного и того же максимального значения $\sim 2,0$. Видно, что высота, потребная для выхода из пикирования при двух вариантах $|\delta_v|_{\max}$, отличается незначительно, а углы взмаха лопасти β_{L0} — существенно. В обоих случаях несмотря на очень интенсивный ввод в пикирование угол тангажа прекращал уменьшаться быстро, через секунду.

Графики зависимостей $\Delta H_{\text{выв}}$ и β_{L0} от $|\delta_v|_{\max}$ на $V_0 = 150$ км/ч и 250 км/ч приведены на рис. 3.35. Они относятся к наиболее скоротечному изменению параметров: к S-образному пикированию (без участка с постоянным углом тангажа см. разд. 2.8.2), когда сразу после достижения заданных тангажа и перегрузки ручка управления отклоняется назад для вывода из пикирования (см. рис. 3.34). При таком маневре практически все снижение вертолета приходится на участок вывода из пикирования. Отметим, что при $V_0 = 250$ км/ч вертолет снижается на меньшую высоту, чем при $V_0 = 150$ км/ч. Объясняется это тем, что при $V_0 = 250$ км/ч меньше изменение угла тангажа, потребное для получения одного и того же значения минимальной перегрузки. При $V_0 = 250$ км/ч также меньше углы взмаха лопастей β_{L0} (на это уже обращалось внимание в разд. 3.3.2).

Таким образом, даже значительное ограничение максимального отклонения автомата перекоса назад (при котором $|\delta_v|_{\max}$ меньше потребного для обеспечения запасов управления на режиме висения) несущественно увеличивает потерю высоты при выводе из пикирования. Однако при меньшем $|\delta_v|_{\max}$ возрастает продолжительность нахождения ручки на упоре, что может вызвать отрицательную пилотажную оценку летчика. Критериями удовлетворительного выхода из пикирования могут быть следующие: после того, как ручка управления встала на задний упор, перегрузка не должна уменьшаться более чем на 0,1 ... 0,2, а прекращение изменения угла тангажа должно произойти не позже чем через 0,5 ... 1,0 с. Такие характеристики вывода из пикирования должны обеспечиваться при наибольшей полетной массе и при предельно передней центровке. Найденное по этим критериям $|\delta_v|_{\max}$, как уже отмечалось, оказывает

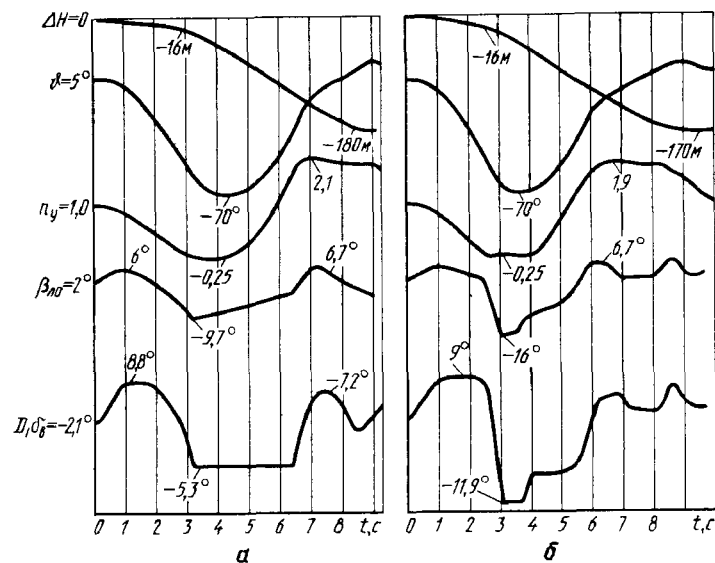


Рис. 3.34. Изменение по времени параметров движения вертолета и угла взмаха лопасти на азимуте $\psi_{\text{л}} = 0$ при пикировании в зависимости от максимального отклонения ручки управления назад: а — $D_1/\delta_{\text{в}}/\text{max} = -11,9^\circ$; б — $D_1/\delta_{\text{в}}/\text{max} = -5,3^\circ$

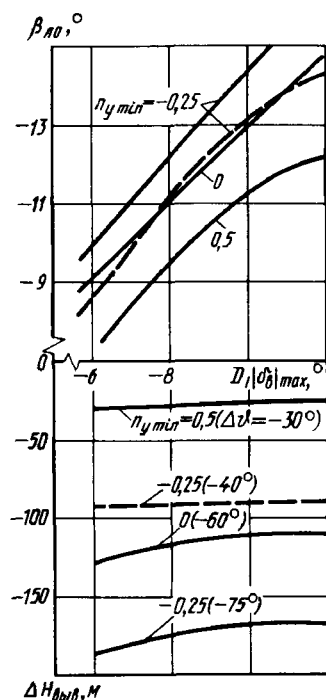


Рис. 3.35. Зависимость изменения высоты при пикировании ΔH и максимального угла взмаха лопасти $\beta_{\text{л}0}$ от максимального отклонения ручки управления назад при разных $n_{y\text{min}}(\Delta \delta_{\text{max}})$ и V_0 : — 150 км/ч; - - - - 250 км/ч

ся недостаточным для обеспечения запасов управления на малых скоростях полета. Поэтому ограничение максимального угла наклона автомата перекоса должно быть зависящим от скорости полета.

На вертолетах с малыми зазорами между лопастями несущего винта и носовой частью фюзеляжа ($|\beta_{\text{л}180}|$ меньше $10 \dots 13^\circ$) необходимо принимать меры для ограничения угла взмаха лопастей вниз. Это нельзя обеспечить путем уменьшения максимального угла наклона автомата перекоса вперед, так как угол выбирается из условия достаточности управления при выводе вертолета из большой перегрузки, когда несущий винт попадает в срыв. Но углы взмаха лопастей вниз можно значительно уменьшить, если исключить неблагоприятные сочетания $\delta_{\text{в}}$ и δ_0 , т. е. если предельное отклонение автомата перекоса вперед уменьшится при малых δ_0 . При этом необходимо иметь в виду, что выбранное значение $\delta_{\text{вmax}}$ при минимальном δ_0 должно обеспечивать возможность перехода вертолета с предельно задней центровкой на режим самовращения.

3.4. РЕЖИМ "ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА"

И ПРЕДЕЛЬНЫЕ ВОЗДУШНЫЕ СКОРОСТИ V_{yn}

При снижении вертолета по вертикальной траектории ($\theta = -90^\circ$) или с малой горизонтальной скоростью $V_{\text{хг}}$, меньшей, приблизительно, 30 км/ч, в некотором интервале вертикальных скоростей наступает особый режим обтекания несущего винта — так называемый режим "вихревого кольца". Особенности этого режима являются форма вихревого следа несущего винта, нестационарность вихрей. На режиме висения вихри, сошедшие с лопастей, уносятся вниз потоком, создаваемым несущим винтом. Когда же вертолет снижается, несущий винт догоняет отходящие от него вихри. Из-за близости вихрей к плоскости вращения индуктивные скорости на ней возрастают. Как показывают опыты по визуализации вихрей, вихревая система расширяется, концевые вихри выходят за пределы плоскости вращения, там их скорость снижения уменьшается, и вихревая пелена заворачивается к плоскости вращения, образуя таким образом поверхность типа тора. На рис. 3.36 показаны вихревая пелена от одной лопасти и поле скоростей после двух оборотов винта при вертикальном снижении. Это — результат расчета по нелинейной нестационарной теории, разработанной под руководством С.М. Белоцерковского [3]. В этом методе одновременно определяются циркуляция вихрей и их положение, силы и моменты винта. Вязкость и сжимаемость воздуха не учитываются.

Режим "вихревого кольца" встречается не только при снижении, но и в случаях, когда несущий винт обтекается снизу, $V_{\text{yn}} < 0$, при малой $V_{\text{хн}}$.

Описывая результаты опытов на модели винта, Е.С. Вожаев [2] отмечал, что на режиме "вихревого кольца" концевые вихри совершают

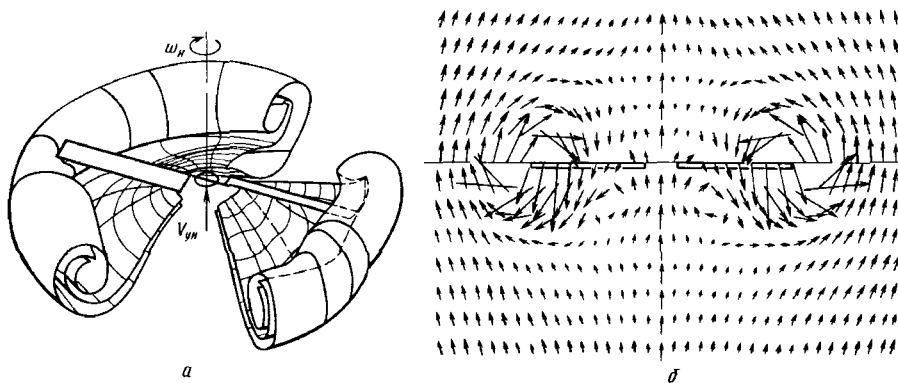


Рис. 3.36. Вихревая пелена (а) и поле скоростей (б) на режиме "вихревого кольца"

колебательное движение, диффундируют и создают в потоке интенсивную крупномасштабную турбулентность. Индуктивные скорости у лопастей изменяются по времени. Экспериментаторы указывают, что при постоянной скорости потока в аэродинамической трубе винт не выходит на установившийся режим. Конус, образованный лопастями, качается, величины сил и моментов винта колеблются около некоторых значений. "Вихревое кольцо", вероятно, еще не исследованные автоколебания, возникающие в результате периодического изменения индуктивных скоростей, которое происходит из-за периодического изменения расстояния между лопастями и вихрями.

Из-за увеличения индуктивных скоростей в плоскости вращения несущего винта его тяга при постоянном угле установки уменьшается. Возрастают индуктивные потери несущего винта, так что при заданной силе тяги при снижении на режимах "вихревого кольца" потребляемая несущим винтом мощность превосходит по ряду экспериментальных данных мощность на режиме висения. Увеличение летчиком скорости снижения до некоторой величины (— (4 ... 6) м/с в зависимости от условий полета) при $V = 0 \dots 40$ км/ч не сопровождается изменениями в поведении вертолета, но при дополнительном, незначительном на $\Delta V_{yg} = 0,5 \dots 1,0$ м/с увеличении, вертикальная скорость самопроизвольно резко увеличивается, достигая $V_{yg} = 12 \dots 16$ м/с. В этом диапазоне скоростей у вертолета плохая управляемость, тряска, неустойчивость показаний барометрических приборов; у вертолета самопроизвольно увеличивается вертикальная, боковая и продольная составляющие скорости. Перемещения органов управления невелики, производятся с периодом 0,7 ... 1,5 с. Таким образом, режим "вихревого кольца" — это опасный режим с внезапным увеличением скорости снижения и большой потерей высоты (400 м при $V_{xg} = \text{const}$ и ~ 50 м — при своевременном увеличении V_{xg}).

Приближенное определение аэродинамических характеристик несущего винта

На режимах "вихревого кольца" определение аэродинамических характеристик винта производится на основе экспериментальных данных. В эксперименте находятся коэффициенты c_T , c_H , m_K в зависимости от $\bar{V}_H$, α_H , δ_0 , по ним вычисляется средняя по площади винта индуктивная скорость $\bar{v}$, и она, отнесенная к средней индуктивной скорости на режиме висения $v_{\text{вис}}$, принимается справедливой для определения коэффициентов $c_T \approx c_R$, m_K и углов установки δ_0 других винтов, отличающихся коэффициентом заполнения, профильным сопротивлением и, в каких-то пределах, формой лопастей. Величина $\tilde{v} = v/v_{\text{вис}}$, как показала обработка ряда экспериментов, зависит от безразмерной скорости винта $\bar{V}_H$ и угла τ_H между равнодействующей аэродинамических сил винта $\bar{R}_H$ и нормалью к $\bar{V}_H$:

$$\tilde{v} = f(\tilde{V}_H, \tau_H). \quad (3.7)$$

Таким образом, эксперименты показали, что такая зависимость, существующая на режимах струйного обтекания (см. формулу (1.35)), сохраняется с приемлемой точностью и на режимах "вихревого кольца".

$$\tau_H = \arcsin(-X_{aH}/R_H) \cong \alpha_H + \arctg(c_H/c_T) \cong \alpha_H;$$

$$\bar{v}_{\text{вис}} = \sqrt{c_{RH}}/2B = 2\sqrt{m/F\Delta}/\omega_H RB; \quad (3.8)$$

$$V_H = \bar{V}_H/\bar{v}_{\text{вис}} = V_H B/2\sqrt{m/F\Delta}.$$

Средняя индуктивная скорость определяется по формуле

$$\bar{v} \cong \bar{v}_R = m_{\text{инд}} \sigma B^2 / c_{RH} \Phi, \quad (3.9)$$

причем коэффициент индуктивных потерь

$$\begin{aligned} m_{\text{инд}} &= m_K - m_{\text{проф}} - t_H \bar{V}_{yH} + h_H \bar{V}_{xH} = \\ &= m_K - m_{\text{проф}} - c_{RH} \bar{V}_H \sin \tau_H / \sigma. \end{aligned} \quad (3.10)$$

Отметим, что формула (3.9) и аналогичные формулы этого раздела могут быть уточнены в соответствии с выражениями (1.118) или (1.118').

Коэффициент профильных потерь на режимах "вихревого кольца" при $\bar{V} \leq 1,5$ принимается таким же, как на режиме висения; он зависит только от c_T и находится по экспериментальным точкам, относящимся к режиму висения:

$$m_{\text{проф}} = m_{\text{проф вис}} = m_{K, \text{вис}} - \Phi c_{RH}^{3/2} / 2B^3 \sigma. \quad (3.11)$$

Одна из экспериментальных зависимостей (3.7) показана на рис. 3.37. Такие зависимости имеются в литературе и заметно отличаются друг от друга: максимум $\tilde{V}$ изменяется от 1,65 до 2,1 и находится на $\tilde{V} = 0,8 \dots 1,5$. Поэтому для повышения точности расчетов необходимо провести эксперимент с моделью винта, максимально приближающейся к натуре.

Расчет крутящего момента несущего винта удобно выполнять по следующим формулам. Исходное выражение

$$m_k = m_{\text{проф}} \sigma + c_{R_H} (\bar{v} \Phi / B^2 - \bar{V}_H \sin \tau_H)$$

представим в виде

$$\tilde{m}_k = \tilde{m}_{\text{проф}} \sigma + \tilde{v} \Phi / B^2 - \tilde{V}_H \sin \tau_H, \quad (3.12)$$

где

$$\tilde{m}_k = m_k / c_{R_H} \bar{v}_{\text{вис}} = 2 B m_k / c_{R_H}^{3/2}; \quad (3.13)$$

$$\tilde{m}_{\text{проф}} = 2 B m_{\text{проф}} / c_{R_H}^{3/2}.$$

Формула (3.12) приобретет большую определенность, если выразить $\tilde{m}_{\text{проф}}$ через относительный КПД несущего винта на режиме висения

$$\eta_0 = c_{R_H}^{3/2} / 2 m_{\text{к.вис}} = c_{R_H}^{3/2} / 2 (m_{\text{проф.вис}} \sigma + \Phi c_{R_H}^{3/2} / 2 B^3).$$

Принимая $m_{\text{проф}} = m_{\text{проф.вис}}$, получим

$$m_{\text{проф}} \sigma = B / \eta_0 - \Phi / B^2.$$

Таким образом,

$$\tilde{m}_k = B / \eta_0 + \Phi (\tilde{v} - 1) / B^2 - \tilde{V}_H \sin \tau_H. \quad (3.14)$$

Выделяя коэффициент мощности идеального винта $\tilde{m}_{\text{ид}} = \tilde{v} - \tilde{V}_H \sin \tau_H$, получим

$$\tilde{m}_k = \tilde{m}_{\text{ид}} + \tilde{v} (\Phi / B^2 - 1) + B / \eta_0 - \Phi / B^2. \quad (3.15)$$

На режиме висения (рис. 3.38) $\tilde{m}_k = 1,3 \dots 1,5$, на режиме авторотации по вертикали ($\tau_H = 90^\circ$) $\tilde{V}_{yH} = -\tilde{V}_H = -1,7 \dots -1,9$, следовательно, если вертолет имеет высокий η_0 , то $\tilde{V}_{yH} = -(3,5 \dots 3,9) \sqrt{m / F \Delta}$. Из графика видно, что в диапазонах малых $\tilde{V}_H$ и углов τ_H от 90° до $\sim 45^\circ$ при увеличении скорости $\tilde{m}_k$ возрастает. Это — одна из особенностей режима "вихревого кольца", являющаяся следствием увеличения индуктивных скоростей в плоскости вращения винта. Чтобы установить в общем виде, какие режимы снижения соответствуют той или иной мощности, примем

$$\alpha_H = \tau_H = -\arctg(c_H / c_T) \cong \tau_H.$$

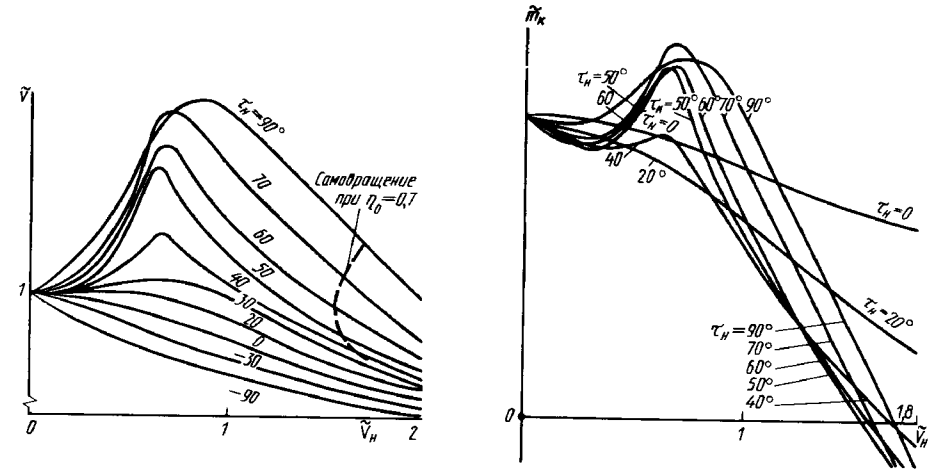


Рис. 3.37. Зависимость безразмерной средней индуктивной скорости от безразмерной скорости несущего винта

Рис. 3.38. Зависимость $m_k / m_{\text{к.вис}}$ от $\tilde{V}_H$

Формула справедлива при малых скоростях полета, когда угол τ_H большой, а $c_H \ll c_T$. Следовательно, $V_{xH} = V_H \cos \tau_H$, $V_{yH} = -V_H \sin \tau_H$. Используя эти соотношения, перестроим график $\tilde{m}_k$ в виде зависимости $\tilde{V}_{yH} = f(\tilde{V}_{xH})$ для ряда значений $\tilde{m}_k = \tilde{m}_k / \tilde{m}_{\text{к.вис}}$ (рис. 3.39). В рассмотренном примере $\tilde{m}_{k\text{max}} = 1,23$ при $\tilde{V}_{xH} = 0,6 \dots 0,7$; $\tau_H = 70^\circ$; при вертикальном снижении $\tilde{m}_{k\text{max}} = 1,19$ (при $\tilde{V}_{yH} = -0,7 \dots -0,8$). Минимальное значение мощности при вертикальном снижении в пределах малых скоростей полета $\tilde{m}_{k\text{min}} = 0,97$ на скорости $\tilde{V}_{yH} = -0,2 \dots -0,3$. В начале координат $\tilde{m}_k = 1,0$. На графике проведен луч $\theta = -\tau_H \approx -35^\circ$. Это максимальный угол наклона траектории, при котором во всем диапазоне скоростей мощность двигателя не возрастает с увеличением скорости; при $\theta = -35^\circ$ $\tilde{m}_k = 0,87$, производная $\partial m_k / \partial V_H = 0$.

Средняя индуктивная скорость (см. рис. 3.37) может быть использована для приближенного определения угла установки винта δ_0 в зависимости от $c_T \approx c_{R_H}$, $\bar{V}_H$, α_H . Применяются формулы линейной теории:

$$c_T = a_\infty \sigma B [(\varphi - \alpha_0) B^2 / 3 + (\bar{V}_H \sin \alpha_H - \bar{v}) B / 2];$$

$$\delta_0 = \varphi + k a_0; \quad a_0 = \gamma_L [(\varphi - \alpha_0) B^4 / 4 + (\bar{V}_H \sin \alpha_H - \bar{v}) B^3 / 3].$$

(3.16)

Здесь α_0 — угол нулевой подъемной силы профиля лопасти.

Предельные значения воздушной скорости V_{yH}

Необходимость в ограничении вертикальной скорости снижения обусловлена особенностью зависимости c_T от $\bar{V}_H$ и α_H на режимах "вихревого кольца". Такая зависимость для угла установки $\delta_0 = \text{const}$ показана на рис. 3.40. При углах атаки до $\sim 35^\circ$ c_T возрастает при увеличении V_H . При углах атаки более 35° c_T возрастает только до относительной скорости 0,02 ... 0,03, а затем из-за увеличения индуктивной скорости в плоскости вращения винта начинает уменьшаться. После достижения скорости $\bar{V}_H = 0,045 \dots 0,055$ снова начинается возрастание c_T . Такой характер кривой называют "ложкой". Наибольшее уменьшение c_T происходит при $\alpha_H = 60 \dots 70^\circ$ и составляет 17 ... 20 % от величины c_T на режиме висения; для компенсации уменьшения c_T угол установки винта должен быть увеличен на $1,5 \dots 2^\circ$. При углах $\alpha_H = 90 - 80^\circ$ и $50 - 40^\circ$ эти цифры меньше: 9 - 15 % и 1,0 ... 1,5°. Таким образом, в областях малых скоростей V_H в зависимости $c_T = f(\bar{V}_H)$ при всех δ_0 и больших α_H наблюдается "ложка", следствием которой являются не одно, а два - три равновесных значения V_H при одних и тех же c_T , α_H , δ_0 , т. е. возможны установившиеся снижения с разными $\bar{V}_H$. При одном из этих значений, при котором $\partial c_T / \partial \bar{V}_H < 0$, вертолет находится в неустойчивом равновесии, так что установившееся снижение практически невозможно. "Ложку" имеют также кривые c_H , m_{xH} , что в сочетании с неустановившимся маховым движением лопастей приводит к разбалансировке вертолета.

Рассмотрим зависимость $c_T = f(\bar{V}_H, \alpha_H)$ при некотором постоянном значении δ_0 . Пусть, для примера, вертолет находится в равновесии при $c_T = 0,017$. Возможные сочетания $\bar{V}_H$, α_H определены по рис. 3.40, пере-

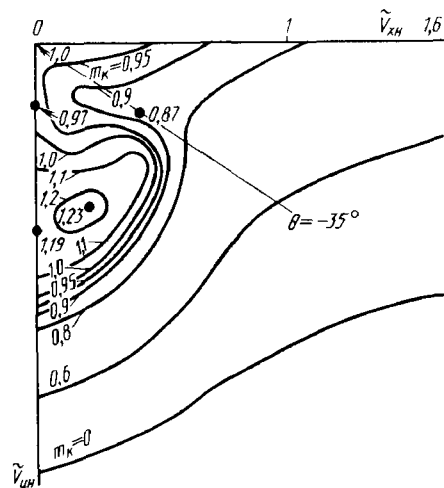


Рис. 3.39. Зависимость $V_{yH}/v_{вис}$ от $V_{xH}/v_{вис}$ и $m_K/m_{K, вис}$

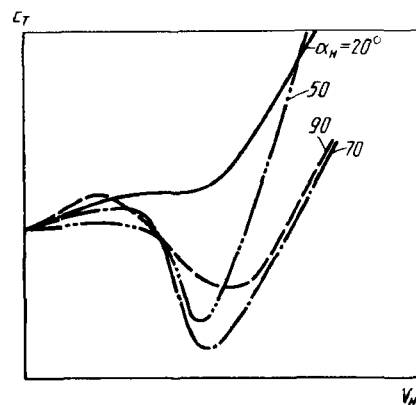


Рис. 3.40. Зависимость коэффициента тяги винта от V_H , α_H при $\delta_0 = \text{const}$

считаны в связанные координаты $V_{xH} = V_H \cos \alpha_H$, $V_{yH} = -V_H \sin \alpha_H$ и показаны на рис. 3.41, а. Видно, что совокупность возможных режимов полета с $c_T = \text{const}$, $\delta_0 = \text{const}$ образует одну или две кривые. Эти кривые разделяют плоскость $(\bar{V}_{xH}, \bar{V}_{yH})$ на области, в которых c_T больше или меньше 0,017. На рис. 3.41, б для двух значений δ_0 эти области обозначены. Очевидно, что режимы полета со значениями V_{yH} , V_{xH} , лежащими на штриховой линии, являются неустойчивыми, так как небольшое увеличение (по абсолютной величине) вертикальной скорости (намеренное или случайное в результате атмосферного возмущения) приводит к уменьшению c_T , из-за чего скорость увеличивается еще больше. Аналогично уменьшение вертикальной скорости приведет к увеличению c_T и дальнейшему уменьшению V_{yH} . На рис. 3.41, а пунктирной кривой выделена область неустойчивых режимов полета, охватывающая все углы δ_0 ; видно, что для данного значения c_T она распространяется на некоторый интервал вертикальных и малых горизонтальных скоростей полета от $V_{yH} = -(0,02 \dots 0,03)$ до $\bar{V}_{yH} = -(0,05 \dots 0,08)$ и от $\bar{V}_{xH} = 0$ до $\bar{V}_{xH} = 0,03 \dots 0,04$. Если, например, $\omega_H R = 215$ м/с, то $V_{yH} \cong -5$ м/с и $\bar{V}_{xH} = -12$ м/с, а $V_{xH} = 0$ и $V_{xH} \cong 30$ км/ч.

Наиболее опасное проявление режима "вихревого кольца" состоит в том, что вблизи границы этого режима, при увеличении вертикальной скорости начнется самопроизвольное ускоренное снижение вертолета до достижения одной из точек, лежащих на нижней границе. На некоторое время вертикальная скорость увеличится еще больше, а затем установится снижение с параметрами этой точки. Какая это будет точка, зависит от того, как изменил летчик во время снижения угол установки винта (мощность двигателя) и горизонтальную скорость полета. Эту точку нетрудно определить с помощью графика на рис. 3.39; видно, что V_{yH} зависит от отношения $\bar{m}_K = N_c/N_{евис}$ (от мощности двигателя и потребной мощности для висения), т. е. от полетной массы и других условий полета. Увеличение горизонтальной составляющей скорости полета приводит к уменьшению V_{yH} , поэтому для быстрого вывода вертолета из режима "вихревого кольца" нужно увеличить V_{xH} . Ориентировочно, если горизонтальная скорость будет 0 ... 10 км/ч, то равновесная вертикальная скорость $V_{yH} = 10 \dots 15$ м/с, а если $V_{xH} = 15 \dots 25$ км/ч, то $V_{yH} = 6 \dots 9$ м/с. Следовательно, разрыв между равновесными значениями V_{yH} составляет ~ 7 м/с при меньшей V_{xH} и ~ 4 м/с - при большей. За время снижения потеря высоты велика: около 400 м в первом случае и около 250 м - во втором (если летчик не увеличивает V_{xH}).

Переход вертолета от одного установившегося режима снижения к другому иллюстрируется также графиком на рис. 3.42, где для $T = mg$ и некоторого закона изменения V_{xH} (на рис. 3.42 - $V_{xH} = \text{const}$) показана зависимость $N_{дв} = f(V_{yH})$. Если на режиме снижения (N_0, V_{yH_0}) летчик уменьшил N и допустил скорость $|V_{yH}| > |V_{yH_1}|$, то даже при увеличении мощности до $N_{расп}$ вертикальная скорость снижения увеличит-

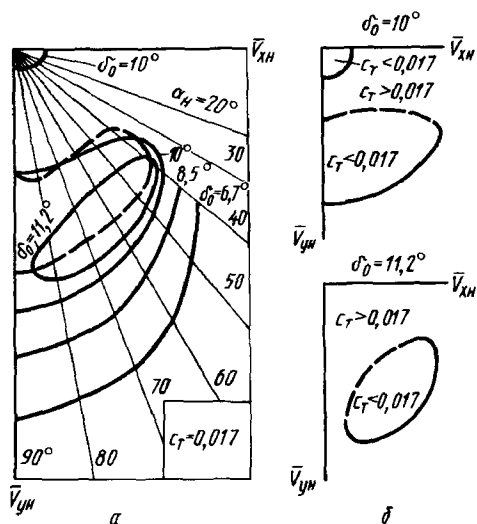
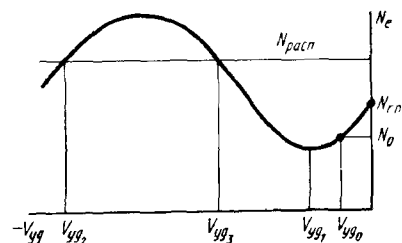


Рис. 3.41. Зависимость $\bar{V}_{ун}$ от $\bar{V}_{хн}$ и δ_0

Рис. 3.42. Зависимость мощности двигателя от скорости снижения вертолета



ся до $V_{уг2}$. В принципе, вертолет мог бы снижаться с $V_{уг3}$, но это — неустойчивый режим, сопровождающийся неприятными проявлениями режима "вихревого кольца".

Области неустойчивых режимов для ряда значений c_T показаны на рис. 3.43. График строится в координатах $\bar{V}_{хн}$, $\bar{V}_{ун}$ (а не $\bar{V}_{хн}$, $\bar{V}_{ун}$), так как в этих координатах различие границ областей для разных c_T меньше.

Из формул (3.16) видно, что при $\delta_0 = \text{const}$ начало уменьшения c_T , т. е. верхняя граница области неустойчивости, соответствует значению $\bar{V}_{хн}$, при котором сумма $\tilde{V} - \bar{V}_{хн} \sin \tau_h$ имеет минимум, а нижняя граница — максимум. Экстремумы кривых c_T пологи.

У одновинтовых вертолетов проход режимов "вихревого кольца" сопровождается рядом явлений, усложняющих полет, но при достаточном запасе высоты он может выполняться летчиками средней квалификации. Что касается режимов установившегося полета, то скорости вблизи зоны должны ограничиваться, особенно при высотах полета менее 400 ... 500 м.

Сочетания составляющих воздушной скорости несущего винта $V_{хн}$, $V_{ун}$, при которых наступает режим "вихревого кольца", могут встретиться не только при снижении вертолета по крутой траектории, но и при маневрах, если летчик ошибочно допустил уменьшение скорости полета до 0 ... 40 км/ч при большом угле атаки. Такие ситуации могут возникать при горке, форсированном развороте, торможении, при форсированном повороте или повороте на горке, выполняемых с внешним скольжением или при боковом ветре. Это одна из причин, по которой может ограничиваться минимально допустимая скорость полета при выполнении

Рис. 3.43. Зависимость $V_{ун}/v_{вис}$ от $V_{хн}/v_{вис}$ при разных значениях $c_T = \text{const}$:

--- c_{T1} ; — c_{T2} ; --- c_{T3} ; - - - c_{T4}

маневров. При описанных выше случаях "вихревое кольцо" менее опасно, чем при больших скоростях снижения, так как оно не сопровождается большой потерей высоты.

Предельные значения воздушной скорости $V_{ун}$ для одновинтового вертолета находится по рис. 3.43. Поскольку выход из режима "вихревого кольца" при увеличении $V_{хн}$ проще и потеря высоты меньше, (так как на границах "вихревого кольца" $V_{ун}$ меньше), то предельное значение $\bar{V}_{ун}$ целесообразно принять равным значению $\bar{V}_{ун}$ для $\bar{V}_{хн} = 0,2$. При этом для $\bar{V}_{хн} < 0,2$ будет некоторый запас по $\bar{V}_{ун}$, и предельное значение $\bar{V}_{ун}$ одно и то же на всех $V_{хн}$, что проще для летчиков. Таким образом, чтобы не попасть на режим "вихревого кольца", нужно в диапазоне скоростей $\bar{V}_{хн}$ от 0 до 0,5 ... 0,7 иметь $\bar{V}_{ун} > -0,3 \dots -0,5$. Этим данным соответствуют следующие размерные величины:

$$V_{хн} = 0 \dots (1,1 \dots 1,6) \sqrt{mgn_y / \Delta F}; V_{ун} = -(0,2 \dots 0,3) \sqrt{mgn_y / \Delta F}. \quad (3.17)$$

Здесь масса вертолета имеет размерность кг, $V_{ун}$ — м/с, $V_{хн}$ — км/ч.

3.5. НЕУПРАВЛЯЕМОЕ ВРАЩЕНИЕ ОДНОВИНТОВЫХ ВЕРТОЛЕТОВ НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ И ПРЕДЕЛЬНЫЕ УГЛОВЫЕ СКОРОСТИ РАЗВОРОТА

У одновинтовых вертолетов на режиме висения встречаются случаи самопроизвольного входа во вращение вокруг вертикальной оси. У вертолетов с несущим винтом левого вращения неуправляемое вращение начинается во время левого разворота. При некоторой угловой скорости вертолета отклонения правой педали до упора недостаточно, чтобы его остановить, — продолжается неуправляемое вращение со скоростью 0,6 ... 1 1/с. Вывести вертолет из вращения удастся отклонением ручки управления вперед для перевода его в поступательный полет или (если вертолет имеет груз на внешней подвеске) сбрасыванием груза.

Исследование неуправляемого вращения вертолетов начнем с изучения кривых путевой балансировки при ветре, а затем, используя эти данные, составим модель разворота вертолета на висении.

Путевая балансировка вертолета на режиме висения

Балансировочные кривые могут быть определены двумя способами: при висении вертолета относительно земли с разным курсовым положением к ветру ψ_w , и при перемещениях вертолета относительно воздуха с разными скоростями и углами скольжения. Оба способа испытаний достаточно сложны и требуют большой тщательности исполнения, поскольку балансировочные кривые при некоторых ψ_w изменяются очень резко. Первый способ возможен при ветре, устойчивом по величине и направлению; второй — при надежном определении малой по величине воздушной скорости и ее направления. На рис. 3.44 показаны результаты испытаний первого вида: определены приращения балансировочного положения педали $\Delta x'_H$ по сравнению с положением в штиль ($\Delta x'_H = x'_H - x'_{H\text{вис}}$) в зависимости от ψ_w для ряда значений скорости ветра W . Сплошные линии относятся к вертолету с рулевым винтом, имеющим такое направление вращения, когда лопасти из верхнего положения движутся вперед (будем обозначать его В — В), а пунктирная линия — к тому же вертолету, но с рулевым винтом противоположного направления вращения: из верхнего положения лопасти движутся назад (В — Н). Из графиков видно, что отклонение педали вправо становится максимальным, $-\Delta x'_H = 5,5^\circ$ — для рулевого винта с направлением вращения В — В при скорости ветра 7 м/с справа ($\psi_w = -60 \dots -150^\circ$). При направлении вращения В — Н нет такого резкого возрастания угла установки рулевого винта.

Кривая $\Delta x'_H = f(\psi_w)$ показывает, что вертолет статически устойчив при повороте вправо (в диапазоне ψ_w от -360 до -270°), так как при этом требуемый для равновесия вертолета угол установки рулевого винта увеличивается; это свидетельствует о том, что при неизменном положении педали тяга рулевого винта уменьшится так, что уменьшится момент, направленный вправо. При повороте влево (в диапазоне ψ_w от -30 до -90°) вертолет с винтом В — В статически существенно неустойчив, так как потребный для равновесия угол установки рулевого винта резко увеличивается.

В балансировочной кривой по скорости перемещения вбок $V_z = V_{y.p.v}$ (рис. 3.45) также проявляется описанная особенность винта В — В: при перемещении вправо (или при ветре справа) с $V_z = -15 \dots -30$ км/ч требуется большое отклонение правой педали. Уменьшение отклонения правой педали при $T_{p.v} \approx \text{const}$ начинается при $V_{y.p.v} = -35$ км/ч, т. е. при скорости ветра справа более 10 м/с.

Особенность кривых при ветре справа объясняется тем, что направление ветра совпадает с направлением тяги рулевого винта, так что отход вихрей от рулевого винта замедлен либо совсем не происходит; возникает режим "вихревого кольца" (см. разд. 3.4), но усложненный, так как рулевой винт работает в завихренном несущем винтом потоке и вблизи киля.

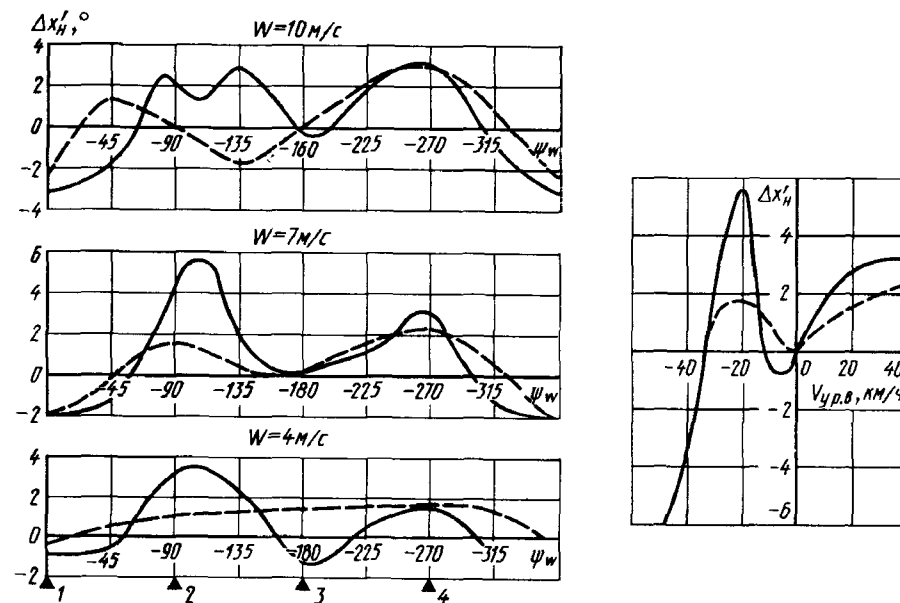


Рис. 3.44. Зависимость приращения балансировочного положения педали от направления и скорости ветра. Направление вращения рулевого винта: — В-В, - - - В-Н. Направление ветра: 1 — спереди; 2 — справа; 3 — сзади; 4 — слева

Рис. 3.45. Зависимость приращения балансировочного положения педали от осевой скорости обдува рулевого винта. Направление вращения рулевого винта: — В-В, - - - В-Н

Однако дело не только в режиме "вихревого кольца". Влияние несущего винта на рулевой винт изучалось в экспериментах с моделями вертолетов в аэродинамических трубах. Визуализация обтекания модели показала (рис. 3.46), что когда вертолет становится правым бортом к ветру, то рулевой винт попадает в вихри несущего винта. Схема этого случая показана на рис. 3.46, а: из нее видно, что когда рулевой винт имеет направление вращения В — В, то направления вращения лопастей и потока воздуха совпадают, следовательно, относительные скорости обтекания лопастей и тяга винта уменьшается. При ветре сзади и висении вертолета вблизи земли (рис. 3.46, б) образуется вихрь в результате взаимодействия направленных в противоположные стороны стекающего вдоль земли потока несущего винта и ветра; видно, что и в этом случае направление вращения потока воздуха совпадает с направлением вращения рулевого винта В — В.

Теоретическое исследование взаимовлияния элементов несущего, рулевого винтов и киля может быть выполнено по вихревой теории, в

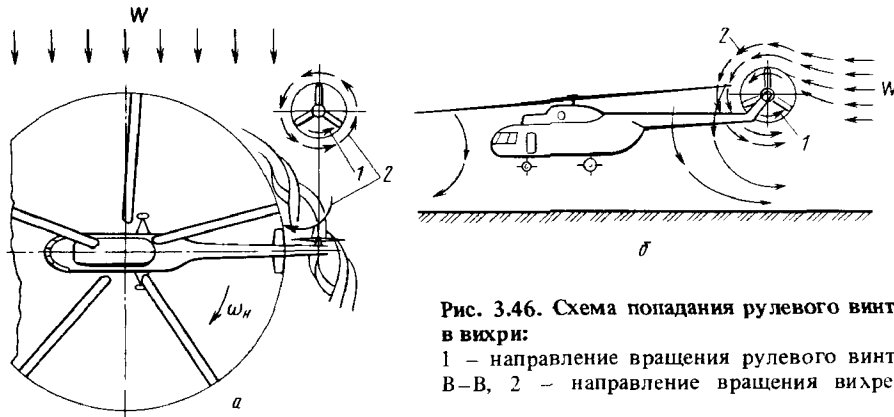


Рис. 3.46. Схема попадания рулевого винта в вихри:
1 - направление вращения рулевого винта В-В, 2 - направление вращения вихрей

которой расположение вихрей не задается заранее, а определяется в процессе расчета. Несколько таких численных экспериментов выполнено группой С.М. Белоцерковского [3].

Моделирование разворота вертолета

При моделировании вращения вертолета вокруг вертикальной оси необходимо учитывать вращательное движение и линейные перемещения вертолета в горизонтальной плоскости, так как от них зависят величина и направление скорости потока воздуха около рулевого винта. В земной системе координат уравнения движения имеют вид (рис. 3.47):

$$I_y \dot{\omega}_y = (T_{p.v} - Z_K) x_{p.v} - M_{дв} = (T_{p.v} - T_{p.v \text{ бал}} - Z_K) x_{p.v}; \quad (3.18)$$

$$m \ddot{x}_g = (T_{p.v} + S - Z_K) \sin \psi; \quad (3.19)$$

$$m \ddot{z}_g = (T_{p.v} + S - Z_K) \cos \psi. \quad (3.20)$$

В целях упрощения задачи можно принять, что $M_{дв} = T_{p.v \text{ бал}} x_{p.v}$ и боковая сила несущего винта S равна балансирующему значению тяги рулевого винта $T_{p.v \text{ бал}}$, но направлена в противоположную сторону: так, в основном, балансируются моменты вертолета. Таким образом, $S = -T_{p.v \text{ бал}}$, и во все уравнения движения входит разность $T_{p.v} - T_{p.v \text{ бал}}$. Приведенная к вертикальному оперению демпфирующая сила планера $Z_K = \text{const } \omega_y |\omega_y|$.

Составляющие скорости набегающего потока на рулевой винт в связанных с ним осях

$$V_{y.p.v} = W \sin \psi + \dot{z}_g \cos \psi + \dot{x}_g \sin \psi + \omega_y x_{p.v}; \quad (3.21)$$

$$V_{x.p.v} = W \cos \psi - \dot{z}_g \sin \psi + \dot{x}_g \cos \psi.$$

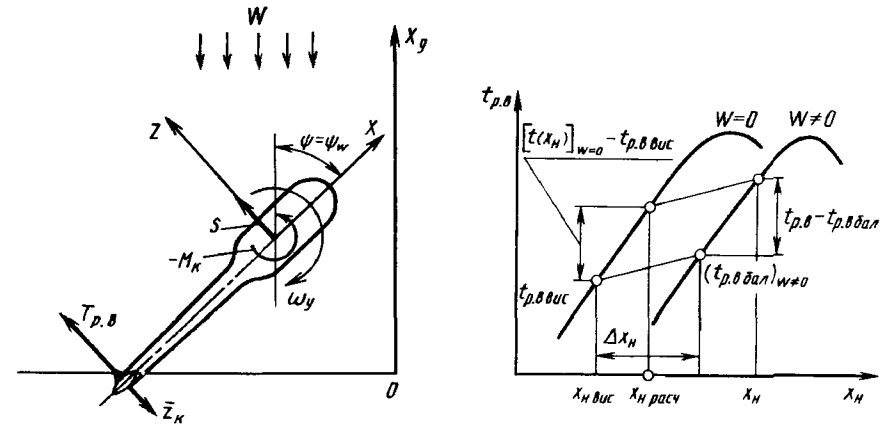


Рис. 3.47. К выводу уравнений движения вертолета

Рис. 3.48. Определение тяги рулевого винта в зависимости от положения педали, скорости и направления ветра

Так как информация о требуемых углах установки рулевого винта (см. рис. 3.44) получена в зависимости от ψ_W и W , то найдем аналогичные величины:

$$\psi_W = \arctg(V_{y.p.v}/V_{x.p.v}); \quad W = \sqrt{V_{x.p.v}^2 + V_{y.p.v}^2}. \quad (3.22)$$

Для определения разности $T_{p.v} - T_{p.v \text{ бал}}$ используется результат, полученный при эксперименте. Характер балансируемых кривых $\Delta x'_n = f(\psi_W)$ был определен для разных значений коэффициентов тяги рулевого винта на режиме висения $t_{p.v \text{ вис}}$: варьировались полетная масса вертолета, частота вращения несущего и рулевого винтов, высота полета. Получились практически совпадающие кривые $\Delta x'_n$. Отсюда следует, что разность $x'_n - x'_{n \text{ вис}}$ не зависит от $t_{p.v}$, т. е. кривые $t_{p.v}(x'_n)$ при $W = 0$ и $W \neq 0$ параллельны друг другу (рис. 3.48). Этого можно было ожидать, так как производная от тяги винтов по углу установки слабо зависит от скорости набегающего потока. Параллельность кривых $t_{p.v}(x'_n)$ при разных W дает возможность определить $t_{p.v} - t_{p.v \text{ бал}}$ при любых x'_n , W по кривой $t_{p.v}(x'_n)$ на режиме висения. Действительно, при $W \neq 0$ вертолет балансируется при угле $x'_{n \text{ вис}} + \Delta x'_n$ и $(t_{p.v \text{ бал}})_{W \neq 0}$, пусть не равно $t_{p.v \text{ вис}}$, как показано на рис. 3.48. Однако из-за параллельности кривых $t_{p.v}(x'_n)$ при разных W удовлетворяется соотношение:

$$t_{p.v} - t_{p.v \text{ бал}} = [t(x'_{n \text{ расч}})]_{W=0} - t_{p.v \text{ вис}}, \quad (3.23)$$

где

$$x'_{n \text{ расч}} = x'_n - \Delta x'_n. \quad (3.24)$$

Ошибка в определении разности $t_{p.v} - t_{p.v \text{ бал}}$ может проявиться (за срывом) на участке кривой $t_{p.v}(x_n)$, но она не может быть большой.

Таким образом, зная угол установки рулевого винта x_n , скорость и направление набегающего потока, по зависимости $t_{p.v} = t_{p.v}(x_n)$ на режиме висения и балансировочным кривым $\Delta x_n = f(W, \psi_w)$ можно определить разность $t_{p.v} - t_{p.v \text{ бал}}$. При этом влияние скорости обдува на $t_{p.v}$ учитывается посредством уменьшения шага рулевого винта на величину Δx_n , т. е. $t_{p.v}$ определяется по углу $x_{n, \text{расч}}$ (выражение 3.24), причем Δx_n находится по результатам летных испытаний (см. рис. 3.44). Максимальное уменьшение коэффициента тяги рулевого винта равно $\sim 0,07$ для винта В — В. Так, например, при $x'_n = 21^\circ$ $t_{p.v} = 0,255$ в штиль, а при скорости ветра справа 6 м/с $x'_{n, \text{расч}} = 21 - 5,5 = 15,5^\circ$ и $t_{p.v} = 0,185$. Таким образом, тяга рулевого винта уменьшается более чем на 1/4.

Поскольку характерные значения величины Δx_n находятся вблизи азимутов $\psi_w = -90$ и -270° , т. е. определяются скоростью осевой обдувки рулевого винта $V_{y.p.v}$, то достаточно полную информацию об изменении $t_{p.v}$ при малых скоростях полета дает зависимость $t_{p.v} = f(V_{y.p.v})$ (рис. 3.49), которая строится с помощью рис. 3.45. Видно, что для винта В — В, в соответствии с изменением $\Delta x'_n$, коэффициент $t_{p.v}$ существенно снижается при обдуве винта справа, а затем при $V_z = V_{y.p.v} < -22$ км/ч увеличивается, достигая критического значения при $V_{y.p.v} = -35$ км/ч. При дальнейшем увеличении отрицательных $V_{y.p.v}$ винт работает на срывных режимах и его тяга снова уменьшается. Из-за интенсивности уменьшения $t_{p.v}$ при изменении $V_{y.p.v}$ от -10 до -18 км/ч вертолет с винтом В — В резко ускоряет свое вращение влево, так что даже быстрое отклонение летчиком педали до упора не приводит к увеличению тяги рулевого винта.

Из рис. 3.49 для винта В — В можно заключить, что если для балансировки вертолета на режиме висения потребное значение коэффициента тяги рулевого винта меньше 0,185, то при любых $V_{y.p.v}$ летчик отклонением педали до упора создает у рулевого винта тягу, равную или большую потребной для балансировки, т. е. вращение вертолета влево будет замедляться, и он остановится. Если же потребное значение $t_{p.v \text{ вис}} > 0,185$, то при некоторых $V_{y.p.v}$ (т. е. при некоторых значениях ω , W и ψ_w) тяга рулевого винта меньше балансировочной, и будет или не будет неуправляемое вращение, можно установить только при моделировании движения вертолета.

Рассмотрим следующий простой случай. Пусть у вертолета на режиме висения в штиль $t_{p.v \text{ вис}} = 0,22$. Как видно из рис. 3.49, неустойчивое равновесие вертолета возможно при $V_{y.p.v} = -18$ км/ч, а устойчивое — при $V_{y.p.v} = -25$ км/ч. Поэтому равновесие наступит при установившемся (если $W = 0$) вращении вертолета влево с угловой скоростью $\omega_y = V_{y.p.v}/x_{p.v} \cong -0,7$ 1/с.

Формы движения вертолета и предельные угловые скорости разворота

Рассмотрим результаты моделирования разворотов при разных скоростях ветра и балансировочных коэффициентах тяги рулевого винта $t_{p.v \text{ вис}}$. Последний зависит от полетной массы вертолета, высоты, температуры наружного воздуха и частоты вращения несущего винта (см. выражения 3.25). Моделирование выполнялось при следующих условиях. В начальном положении вертолета $\psi_w = -45^\circ$, в это положение вертолет попадает с различными угловыми скоростями ω_y от 0 до $-45^\circ/\text{с}$. Через 1 с угол установки рулевого винта увеличивается до максимального. Таким образом, рассматривается реакция вертолета на отклонение педали вправо до упора при различных начальных условиях.

Формы вращательного движения вертолета с винтом В — В показаны на рис. 3.50:

кривые 1,1' — переход в ускоренный разворот вправо до достижения некоторой установившейся скорости вращения;

кривая 2 — переход в правый разворот, но он начинается не сразу, а через 5 ... 15 с после отклонения педали, когда вертолет попадает в благоприятное положение по отношению к направлению ветра; его можно назвать "затянутым переходом" в правый разворот;

кривые 3,3' — вертолет останавливается на некотором азимуте, но в правый разворот перейти не может;

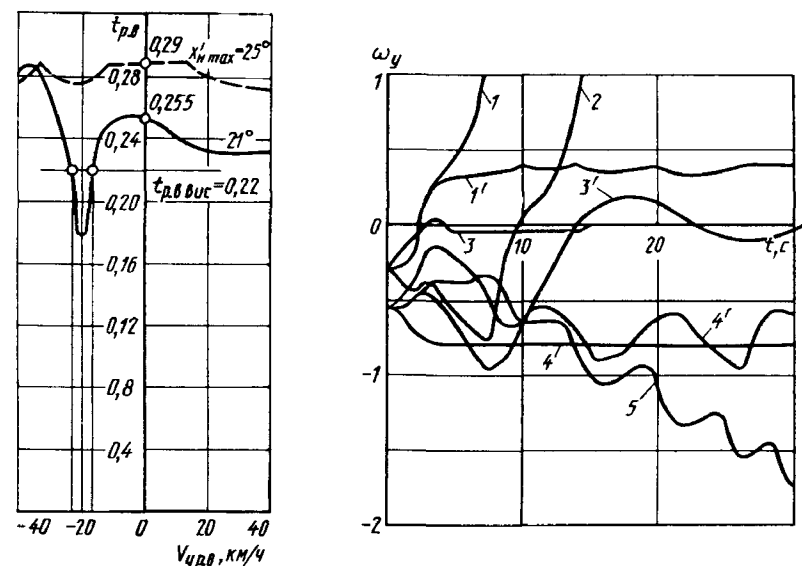


Рис. 3.49. Зависимость коэффициента тяги рулевого винта от осевой скорости — В-В; --- В-Н

Рис. 3.50. Формы движения вертолета при разворотах на режиме висения

кривые 4,4' — неуправляемое вращение вертолета влево с постоянной угловой скоростью в штиль (кривая 4) и переменной при $W \neq 0$ (кривая 4');

кривая 5 — раскрутка вертолета влево при глубоком срыве потока с лопастей рулевого винта.

В соответствии с описанными формами начальные условия (ω_y , W , $t_{p.в.вис}$) делятся на четыре области, показанные для одного из вертолетов на рис. 3.51. Видно, что при $t_{p.в.вис1}$ имеется область неуправляемого вращения, которая начинается с $\omega_{y0} \leq -25^\circ/\text{с}$ при $W = 0 \dots 2 \text{ м/с}$. При $W = 2 \dots 7 \text{ м/с}$ и $\omega_{y0} < -10^\circ/\text{с}$ у вертолета — затянутый переход в правое вращение. Кроме того, область затянутого перехода имеется при $W = 8 \dots 10 \text{ м/с}$ в узком диапазоне ω_{y0} . Для $t_{p.в.вис2}$, $t_{p.в.вис3}$ области неуправляемого вращения и затянутого перехода расширяются.

Отметим, что об эффективности управления обычно судят по запасам управления (см., например, [5]): требуется, чтобы запас был не менее 10 ... 15 %. Но для вертолета с рулевым винтом В — В, например при $t_{p.в.вис1}$, нетрудно найти область значений W , ψ_W и ω_y , при которых запасы управления отрицательны.

Тем не менее, как видно из рис. 3.50, при выполнении разворотов с угловой скоростью не более $25^\circ/\text{с}$ вертолет ни при каких условиях не попадает в режим неуправляемого вращения; он имеет область затянутого перехода в правое вращение, но это не опасно. Таким образом, при наличии описанной особенности в балансировочной кривой x_H судить по величине запасов управления о возможности или невозможности выполнения разворотов нельзя, требуется конкретное рассмотрение переходных процессов.

Для вертолетов с направлением вращения рулевого винта В — Н и $x_{H\max} = 25^\circ$ нет областей затянутого перехода в правое вращение и остановки.

По результатам моделирования, показанным на рис. 3.51, устанавливаются предельные угловые скорости разворота. Так, если в рассмотренном примере балансировочное значение коэффициента тяги рулевого винта при висении в штиль равно $t_{p.в.вис1}$, то не следует допускать раз-

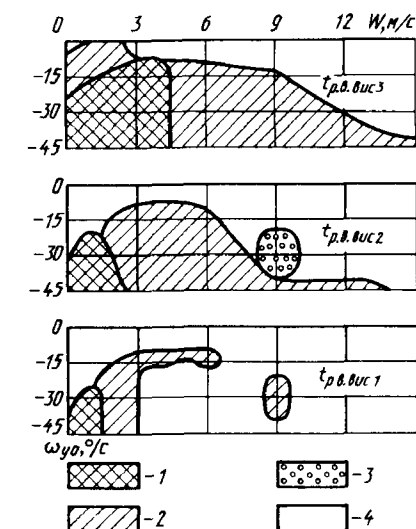


Рис. 3.51. Области начальных условий, соответствующие разным формам движения вертолета:

1 — неуправляемое вращение влево; 2 — затянутый переход в правое вращение; 3 — остановка вертолета; 4 — переход в правое вращение

ворота вертолета влево с угловой скоростью более $10^\circ/\text{с}$, а при $t_{p.в.вис}$ с угловой скоростью более $5^\circ/\text{с}$. При таких ω_{y0} после отклонения педальной педали вертолет быстро останавливается и переходит в разворот вправо. Опасная ситуация — неуправляемое вращение — возникает при значительных ω_0 : $25^\circ/\text{с}$ ($t_{p.в.вис1}$) и $20^\circ/\text{с}$ ($t_{p.в.вис2}$). При $t_{p.в.вис3}$ разворота вертолета влево допускать не следует, так как при любой начальной угловой скорости и скорости ветра $0 \dots 3 \text{ м/с}$ остановка вертолета и переход в разворот вправо происходит с задержкой; если же допустить, что угловая скорость влево станет более $7^\circ/\text{с}$, то при $W = 3 \dots 4 \text{ м/с}$ вертолет начнет неуправляемое вращение.

Таким образом, предельная ω_y определяется величиной $t_{p.в.вис}$. Ограничивать ω_y в зависимости от скорости ветра нет смысла, так как более опасна малая скорость. Величина $t_{p.в.вис}$ в зависимости от полезной массы вертолета m , атмосферного давления p , температуры наружного воздуха t , частоты вращения несущего и рулевого винтов находится по формуле

$$t_{p.в.вис} = t_{p.в.бал} = 2T_{p.в.вис}/\rho(\omega_{p.в}R)^2\sigma F, \quad (3.25)$$

где

$$T_{p.в.вис} = M_k/x_{p.в} = N_{вис}/\omega_H x_{p.в}; \quad \rho = 0,348p/(273 + t^\circ).$$

Мощность несущего винта $N_{вис}$ в зависимости от m , p , t , ω_H определяется при аэродинамическом расчете вертолета. Поскольку в процессе разворота, особенно, если он происходит не нормально, возможно уменьшение частоты вращения несущего и рулевого винтов, то рекомендуется при расчете $t_{p.в.вис}$ принять ω_H и $\omega_{p.в.}$ равными 97 % от номинальных значений.

3.6. УМЕНЬШЕНИЕ МОМЕНТОВ УПРАВЛЕНИЯ У МНОГОВИНТОВЫХ ВЕРТОЛЕТОВ И ПРЕДЕЛЬНЫЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

У многовинтовых вертолетов момент управления создается уменьшением общего шага у одних винтов и увеличением — у других. Если последние попадают на режимы срыва потока, то их тяга при увеличении шага не возрастает, и момент управления не создается. Второй, менее очевидной причиной уменьшения моментов управления, является возникновение совместно с основными так называемых перекрестных моментов управления. Последние особенности велики у вертолета поперечной схемы при одном из направлений вращения винтов, поэтому это явление рассматривается ниже в применении к такому вертолету. У вертолета поперечной схемы моменты бокового управления, создаваемые несущим винтом, выражаются формулами (рис. 3.52)

$$M_x = 2\Delta Tz = (T_{\text{л}} - T_{\text{п}})z; \quad (3.26)$$

$$M_y = 2\Delta Hz \mp 2\Delta M_{\text{к}} = (H_{\text{л}} - H_{\text{п}})z \mp (M_{\text{кл}} - M_{\text{кп}}), \quad (3.27)$$

где T, H, M — тяга, продольная сила, крутящий момент несущего винта; z — расстояние от оси несущих винтов до плоскости симметрии вертолета; л, п — индексы, обозначающие соответственно левый или правый винты. В формуле (3.27) верхний знак относится к показанному на рис. 3.52 направлению вращения винтов (правый винт вращается по часовой стрелке), а нижний знак — к обратному направлению вращения. Для краткости первое направление вращения принято называть н. в. "брасс", а второе — н. в. "баттерфляй". Органом поперечного управления вертолета является дифференциальное изменение углов установки несущих винтов, а путевого — дифференциальное отклонение автоматов перекоса вперед — назад. Поскольку при изменении угла установки несущего винта изменяется не только его дуга, но и крутящий момент и продольная сила, то одновременно с созданием момента крена создается момент рыскания. Аналогично при изменении угла наклона автомата перекоса изменяются не только продольная сила, но и тяга винта, и одновременно с моментом рыскания появляется момент крена. Эти последние, попутно создающиеся моменты, называются перекрестными моментами управления.

Большая величина перекрестных моментов является важной особенностью бокового управления вертолетом поперечной схемы. Для создания момента управления только вокруг одной из осей вертолета необходимо изменить положение двух рычагов управления: и ручки, и педали. Это усложняет пилотирование; кроме того, максимальный момент управления вокруг одной из осей вертолета зависит от соотношения основных и перекрестных моментов управления. Например, при парировании перекрестного момента рыскания, появившегося при создании момента крена, летчик отклоняет педали, перекрестный момент которых либо увеличивает, либо уменьшает момент крена.

Построим график располагаемых моментов бокового управления, получающихся при максимальном отклонении органов управления (рис. 3.53). По его осям отложены моменты управления M_x, M_y . Точки 1, 2 — соответствуют моментам, получающимся при максимальном отклонении органов управления. Как сказано выше, при отклонении органа управления крена (дифференциальное изменение углов установки винтов, $2\delta_{\text{к}} = \delta_{\text{ол}} - \delta_{\text{оп}}$) создаются момент крена $M_x^{\delta_{\text{к}}} \delta_{\text{кmax}}$, а также перекрестный момент рыскания $M_y^{\delta_{\text{к}}} \delta_{\text{кmax}}$. Аналогично создаются основной $M_y^{\delta_{\text{н}}} \delta_{\text{нmax}}$ и перекрестный $M_x^{\delta_{\text{н}}} \delta_{\text{нmax}}$ моменты. Можно получить в любом сочетании моменты крена и рыскания, находящиеся внутри параллелограмма, показанного на рис. 3.53. Если перекрестных моментов нет, то график имеет форму прямоугольника, проходящего через точки 1, 2. В случае параллелограмма максимальная величина одного из моментов оказывается зависимой от величины другого момента. Обо-

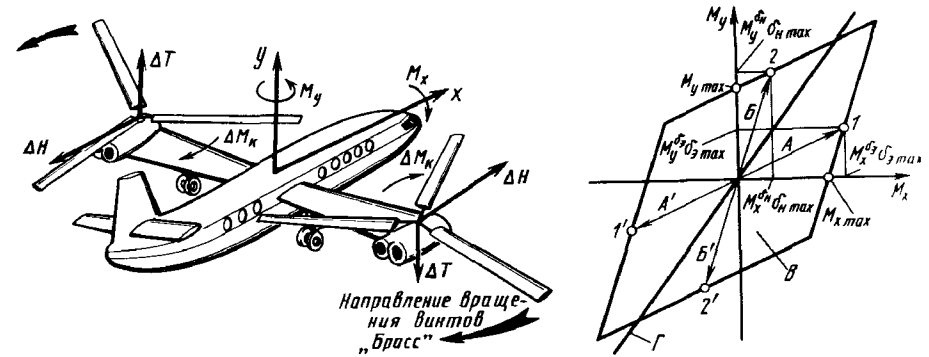


Рис. 3.52. К определению моментов управления вертолетом поперечной схемы

Рис. 3.53. Располагаемые моменты управления вертолетом поперечной схемы: А, А' — моменты при отклонении ручки и $\delta_{\text{н}} = 0$; Б, Б' — моменты при отклонении педалей и $\delta_{\text{к}} = 0$; В — область располагаемых моментов управления; Г — располагаемые моменты при условии $M_x^{\delta_{\text{к}}} M_y^{\delta_{\text{н}}} = M_x^{\delta_{\text{н}}} M_y^{\delta_{\text{к}}}$

значим максимальный момент при нулевом значении другого индексом max; $M_{x\text{max}}$ — момент при $M_y = 0$ и $M_{y\text{max}}$ — момент при $M_x = 0$; эти моменты показаны на рис. 3.53. Выразим моменты управления в виде

$$M_x = M_x^{\delta_{\text{к}}} \delta_{\text{к}} + M_x^{\delta_{\text{н}}} \delta_{\text{н}}; \quad M_y = M_y^{\delta_{\text{н}}} \delta_{\text{н}} + M_y^{\delta_{\text{к}}} \delta_{\text{к}}. \quad (3.28)$$

Отсюда нетрудно получить, что при $M_y = 0$

$$M_{x\text{max}} = (M_x^{\delta_{\text{к}}} M_y^{\delta_{\text{н}}} - M_x^{\delta_{\text{н}}} M_y^{\delta_{\text{к}}}) \delta_{\text{кmax}} / M_y^{\delta_{\text{н}}}. \quad (3.29)$$

Следовательно, если произведения производных от основных и перекрестных моментов равны друг другу,

$$M_x^{\delta_{\text{к}}} M_y^{\delta_{\text{н}}} = M_x^{\delta_{\text{н}}} M_y^{\delta_{\text{к}}}, \quad (3.30)$$

то $M_{x\text{max}} = 0$ при любом $\delta_{\text{к}}$. Аналогично $M_{y\text{max}} = 0$ при любом $\delta_{\text{н}}$. Условие (3.30) выражает ситуацию, когда при парировании перекрестного момента управления основной момент уменьшается до нуля. В этом случае параллелограмм на рис. 3.53 стягивается в наклонную прямую, проходящую через начало координат, так что момент крена может быть создан только одновременно с моментом рыскания, причем оба момента находятся в определенном соотношении. Таким образом, при выполнении соотношения (3.30) полет невозможен, и вертолет с такими характеристиками управления не может существовать. Но нормально управляемый в обычных условиях вертолет может выйти на режимы полета, при которых основные моменты уменьшаются, а перекрестные увеличивают-

ся, так что область располагаемых моментов управления сужается до недопустимой величины, а соотношение (3.30) практически начнет выполняться. Такие режимы должны быть обнаружены и запрещены.

Располагаемые моменты бокового управления у вертолетов поперечной схемы

Перепишем формулы (3.26), (3.27) в безразмерном виде:

$$m_x = \frac{2M_x}{\rho \sigma F (\omega_n R)^2 R} = (t_{нл} - t_{нп}) \bar{z}, \quad (3.31)$$

$$\begin{aligned} m_y &= (h_{нл} - h_{нп}) \bar{z} \pm (m_{кнл} - m_{кнп}) = \\ &= (h_n \bar{z} \mp m_{кн})_л - (h_n \bar{z} \mp m_{кн})_п. \end{aligned} \quad (3.32)$$

Как известно (см. разд. 1.4), коэффициент продольной силы винта с отклоненным на угол δ_v автоматом перекоса может быть представлен

$$h_n = h'_n - t_n D_1 \delta_v, \quad (3.33)$$

где h'_n — коэффициент продольной силы винта при неотклоненном автомате перекоса, но при угле атаки α'_n , отличающемся от фактического,

$$\alpha'_n = \alpha_n - D_1 \delta_v. \quad (3.34)$$

У вертолета поперечной схемы отклонение автомата перекоса складывается из $\delta_{в.прод}$ (в результате отклонения ручки вперед-назад) и $\Delta \delta_v$ (дифференциальное отклонение автомата перекоса в результате отклонения педалей):

$$\delta_{вл} = \delta_{в.прод} + \Delta \delta_v, \quad \delta_{в.п} = \delta_{в.прод} - \Delta \delta_v. \quad (3.35)$$

Дифференциальное отклонение автоматов перекоса создает разницу углов атаки левого и правого винтов, поэтому

$$D_1 \Delta \delta_v = - \frac{\alpha'_{нл} - \alpha'_{нп}}{2} = - \Delta \alpha'_n. \quad (3.36)$$

С учетом выражений (3.33) ... (3.36) формула (3.32) может быть представлена в виде

$$\begin{aligned} m_y &= [\Delta \alpha'_n (t_{нл} + t_{нп}) + D_1 \delta_{в.прод} (t_{нл} - t_{нп}) + \\ &+ (h'_n \mp \frac{m_{кн}}{\bar{z}})_л - (h'_n \mp \frac{m_{кн}}{\bar{z}})_п] \bar{z}. \end{aligned} \quad (3.37)$$

Из формул (3.31) и (3.37) видно, что для определения m_x и m_y при отклонении органов управления удобно представить характеристики несущего винта в виде, при котором могут быть найдены t_n и $h'_n \mp m_{кн}/\bar{z}$ при любых α'_n и углах установки δ_0 . Такой график на относительной скорости полета $\bar{V}_n = 0,15$ для вертолета с н. в. "брас" показан на рис. 3.54. На нем для примера нанесен контур, охватывающий все возможные сочетания $\alpha'_{нл}$, $\delta_{0л}$ и $\alpha'_{нп}$, $\delta_{0п}$ винтов при максимальном отклонении органов управления на режиме полета с $\alpha'_n = -3^\circ$, $\delta_0 = 9^\circ$. Одна из точек 1 соответствует α'_n , δ_0 одного винта, другая точка 2 — α'_n , δ_0 второго винта при отклонении ручки вправо или влево при нейтральном положении педалей. Точки 2 соответствуют отклонению педалей влево или вправо при нейтральном положении ручки. Очевидно, что при отклонении ручки и педалей левый и правый винты попадают на две точки этого контура, равно удаленные по $\Delta \delta_0$ и $\Delta \alpha'_n$ от центральной точки.

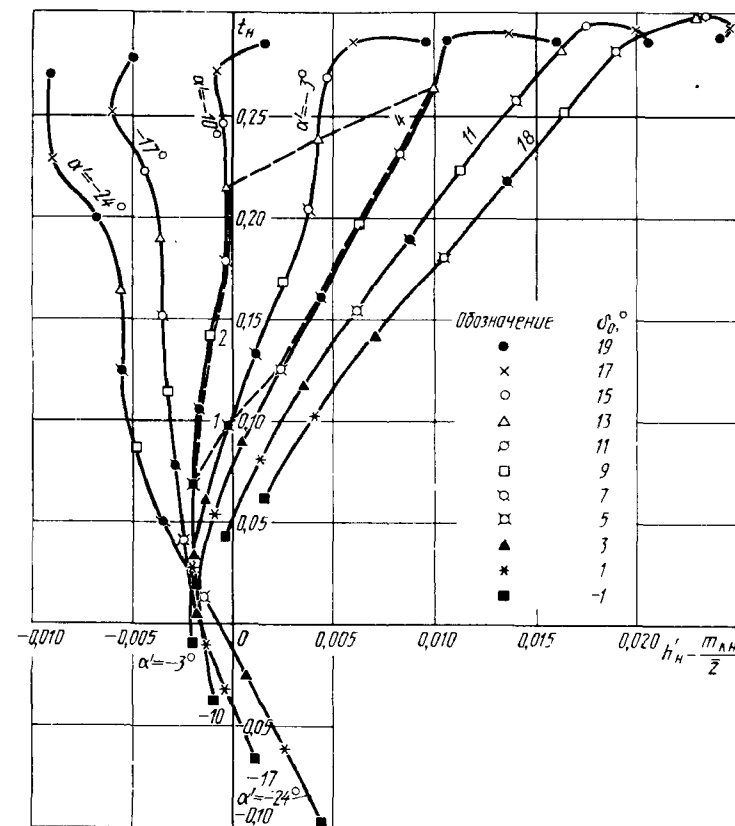


Рис. 3.54. Зависимость коэффициентов несущего винта, определяющих моменты управления от α'_n и δ_0

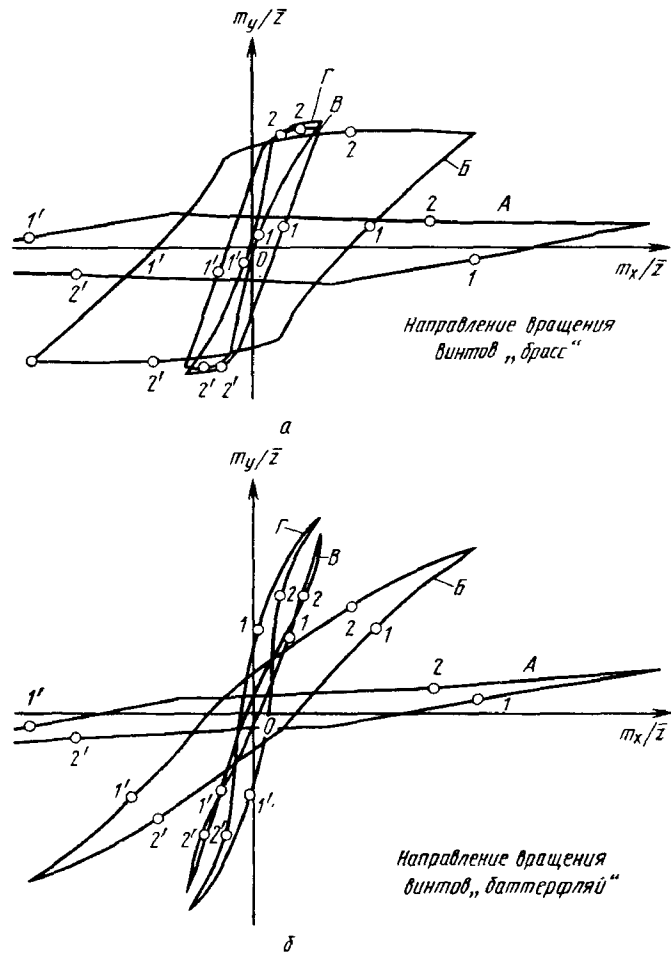


Рис. 3.55. Располагаемые моменты управления на околосрывных и срывных режимах полета у вертолетов с разными направлениями вращения винтов. Обозначения режимов полета:
 А - $\alpha'_H = -10^\circ$; $\delta_0 = 6^\circ$; Б - $\alpha'_H = -10^\circ$; $\delta_0 = 14^\circ$; В - $\alpha'_H = -10^\circ$; $\delta_0 = 16^\circ$;
 Г - $\alpha'_H = -3^\circ$; $\delta_0 = 16^\circ$

График располагаемых коэффициентов моментов бокового управления, получающийся при обходе показанного контура, близок к графику рис. 3.53, т. е. перекрестные моменты управления относительно невелики, располагаемые моменты бокового управления достаточны.

При н. в. "бабочка" перекрестный момент рыскания $M_y^{\delta_K} \delta_K$, получающийся в результате разницы реактивных моментов правого и левого винтов, увеличивает перекрестный момент, создаваемый разностью про-

дольных сил. Поэтому величина $M_y^{\delta_K}$ велика, в то время как у вертолета с н. в. "басс" эти две составляющие имеют разные знаки, и $M_y^{\delta_K}$ существенно меньше. График (см. рис. 3.54) для н. в. "бабочка" строится в координатах $h_{H0} + m_{K.H}/\bar{z}$, t_H , поэтому он растягивается вдоль оси абсцисс, что соответствует увеличению перекрестного момента $M_y^{\delta_K} \delta_K$.

Участки кривых на рис. 3.54, где коэффициент тяги несущего винта не увеличивается при возрастании α'_H , а сумма $h'_H - m_{K.H}/\bar{z}$ возрастает, относятся к режимам срыва потока с лопастей несущего винта. Если при отклонении органов управления один из винтов попадает в срыв, то создаваемые им основные моменты управления уменьшаются, а перекрестные моменты увеличиваются. Поэтому график располагаемых моментов управления деформируется и сужается, приближаясь к виду, при котором выполняется соотношение (3.30). На рис. 3.55, а показаны графики располагаемых моментов управления для вертолета с направлением вращения винтов "басс" на четырех режимах полета, характеризующихся величинами α'_H и δ_0 до отклонения органов управления. При двух из них $\alpha'_H = -3^\circ$, $\delta_0 = 16^\circ$ и $\alpha'_H = -10^\circ$, $\delta_0 = 16^\circ$ из-за срыва потока резко уменьшается m_x . Режим Б на рис. 3.55, а соответствует предельному моменту M_x , а режим А - предельному моменту M_y . В точках 1 перекрестные моменты m_y при н. в. "басс" малы. Для вертолета с направлением вращения винтов "бабочка" (рис. 3.55, б) оба перекрестных момента велики, из-за чего области располагаемых моментов управления значительно уже и недопустимы на всех показанных режимах полета.

Предельные скорости полета вертолетов поперечной схемы

Предельные скорости полета по условиям достаточности боковой управляемости - это скорости, на которых при максимальном отклонении органов управления моменты $M_{x\max}$ и $M_{y\max}$ не меньше некоторых выбранных величин. Выбор делается на основе моделирования полета вертолета, критериев управляемости или статистических данных. Остановившись на некоторой величине этих моментов, по методике, описанной выше, можно найти предельные режимы полета: α'_H , δ_0 и, следовательно, коэффициент тяги винтов $t_{H.cр}$ до отклонения органов бокового управления. Расчеты показали, что при больших положительных углах атаки и больших углах установки вертолет может попасть за границу допустимых моментов крена, а при отрицательных углах атаки и малых углах установки - за границу допустимых моментов рыскания. Оказалось, что на $V = \text{const}$ при всех сочетаниях α'_H и δ_0 на границах допустимых режимов полета коэффициент тяги $t_{H.cр}$ имеет практически постоянное значение. На рис. 3.56 построена зависимость $t_{H.cр} = f(\bar{V})$, соответствующая минимально допустимой величине коэффициента момента крена. По такому графику должны устанавливаться максимально допустимые скорости полета.

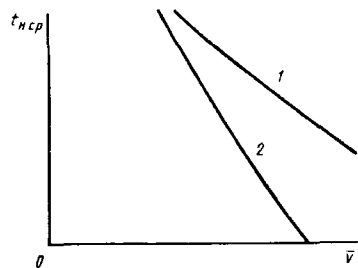


Рис. 3.56. Предельные значения коэффициента тяги несущего винта в зависимости от относительной скорости полета:
1 — н.в. "брасс", 2 — н.в. "баттерфляй"

Коэффициент момента путевого управления практически прямо пропорционален сумме $t_{н.л} + t_{н.п}$ (см. формулу (3.37)). Действительно, m_y создается, в основном, дифференциаль-

ным отклонением вектора тяги винтов. Для обеспечения достаточности путевого управляемости тяга несущих винтов должна быть большой. Например: $t_{н.ср} = 0,1 \dots 0,12$ на $\bar{v} = 0,15$ и $t_{н.ср} = 0,07 \dots 0,08$ на $\bar{v} = 0,3$. Уменьшение $t_{н.ср}$ на $\bar{v} = 0,3$ связано с тем, что для увеличения моментов путевого управления на вертолетах поперечной схемы устанавливается руль направления.

Сопоставим по данным рис. 3.56 ограничения, которые должны быть наложены на вертолет при разном направлении вращения винтов. Когда, например, коэффициент тяги винта велик ($t_n = 0,2 \dots 0,21$), при н. в. "баттерфляй" максимально допустимая скорость полета на $70 \dots 100$ км/ч меньше, чем при н. в. "брасс". При н. в. "баттерфляй" на скорости $\bar{V} = 0,25$ должны быть на $10 \dots 20$ % меньше коэффициенты тяги винтов, т. е. при таком направлении вращения винты должны иметь большие запасы по срыву. Для уменьшения перекрестных моментов управления у вертолетов этой схемы нужно увеличивать мощность дополнительных органов управления, не создающих перекрестные моменты (руль направления, элероны и др.). На винтокрыле конструкции Н.И. Камова при увеличении скорости полета управление дифференциальным наклоном автомата перекоса несущих винтов автоматически отключалось. При этом $M_x^{\delta n} = 0$ и рассмотренное явление невозможно. Но уменьшить $M_x^{\delta n}$ до нуля можно только на скоростях, при которых достаточное путевое управление обеспечивается только рулем направления.

ГЛАВА 4. ПРЕДЕЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ И УСЛОВИЯ ПОЛЕТА, ОПРЕДЕЛЯЕМЫЕ ТРЕБОВАНИЯМИ НОРМ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ГРАЖДАНСКИХ ВЕРТОЛЕТОВ СССР (НЛГВ)

Вопросы, обсуждаемые в настоящей главе, относятся к обеспечению безопасного завершения полета в случае отказа одного или всех двигателей. Безопасность достигается нормированием летных и посадочных характеристик с одним и всеми неработающими двигателями. Установлены три группы Норм и, соответственно, три категории вертолетов. Изложению требований Норм и методам определения предельных масс вертолетов

каждой категории посвящены разд. 4.1 и 4.2. Кроме того, должны иметь достаточные размеры летные полосы и воздушные подходы в местах взлета и возможных посадок. Определению пределов перечисленных выше режимов и условий полета посвящены разд. 4.3 ... 4.5.

4.1. КАТЕГОРИИ ВЕРТОЛЕТОВ И ТРЕБОВАНИЯ К ИХ ЛЕТНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

Каждой категории (в иностранных нормах — классу) соответствует определенный способ завершения полета, и поэтому предъявляются свои требования. Чем выше категория, тем более безопасно завершение полета. Многодвигательные вертолеты могут загружаться по-разному и соответствовать разным категориям. Однодвигательные вертолеты всегда относятся к низшей, 2-й категории.

Изложение материала ведется в соответствии с гл. 3 Норм, но надо иметь в виду, что Нормы непрерывно совершенствуются и дополняются. Настоящая глава поможет понять требования НЛГВ, в ней содержится ряд полезных сведений. Например, приведены обоснования для введения в НЛГВ новой категории вертолетов, названной 1-й, и категории на выбранном маршруте; предложены дополнительные требования к вертолетам 2-й категории.

4.1.1. ВЫСШАЯ КАТЕГОРИЯ

Наилучшее завершение полета после отказа одного двигателя — посадка на летную полосу (ЛП). Вертолет высшей категории — это вертолет, который при правильном выборе маршрута, размеров ЛП и воздушных подходов способен в случае отказа одного двигателя в течение всего полета совершить посадку на ЛП. Для этого, согласно НЛГВ, вертолет должен быть способным:

набрать высоту 150 м над ЛП в случае отказа двигателя во время взлета, т. е. продолжить взлет;

уйти на второй круг, т. е. прервать посадку с одним неработающим двигателем;

длительно лететь горизонтально с одним неработающим двигателем на высоте 300 м над самым высоким препятствием на маршруте.

Очевидно, что вертолет высшей категории должен иметь не менее двух двигателей, причем двигатели и их системы должны быть независимы.

Отметим, что вертолеты имеют малые посадочные скорости при нормальных и аварийных посадках, так что к ЛП могут быть отнесены естественные участки земли с относительно твердой и ровной поверхностью, с небольшими уклонами.

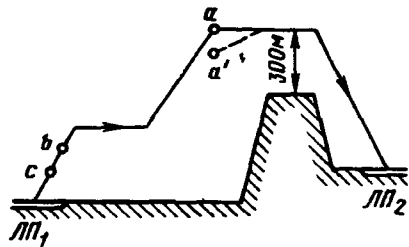


Рис. 4.1. Выбор маршрута вертолетов высшей и первой категорий

Рис. 4.2. Характерные скорости полета вертолетов высшей категории с одним неработающим двигателем:

1 — безопасная скорость; 2 — скорость наилучшего набора; 3 — максимальная скорость — N_{42} ; — — — N_{41}

На рис. 4.1 показан пример выбора маршрута. Нужно, чтобы в точке a вертолет набрал высоту, требующуюся для полета к ЛП₂; при этом в случае отказа двигателя за точкой a не будет необходимости набирать высоту. Дальность от точки a до обеих ЛП не должна превышать величины $V'_{\max} t_{ч2}$, где $V'_{\max}$ — максимальная скорость полета с одним неработающим двигателем (рис. 4.2, точка 3); $t_{ч2}$ — разрешенное время непрерывного использования промежуточной чрезвычайной мощности двигателя. При этих условиях возможна посадка только на ЛП₁, так как при отказе двигателя до точки a вертолет возвращается и садится на ЛП взлета, а при отказе за точкой a — долетает до ЛП₂ и садится на нее. Так как с одним неработающим двигателем у вертолета высшей категории $V_{yg} > 0$, то маршрут может проходить и через точку a' .

Поясним смысл перечисленных выше требований к летным характеристикам вертолета высшей категории. Возможность продолжения взлета (рис. 4.3, a) нужна для уменьшения длины ЛП, потребной для посадки

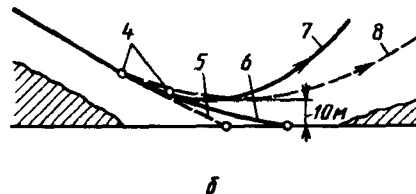
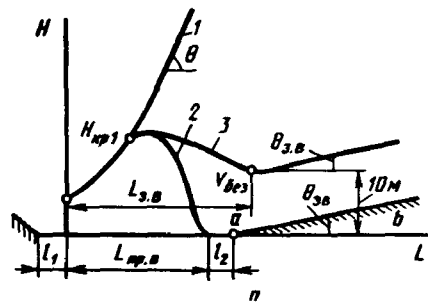


Рис. 4.3. Траектории взлетов, посадок и ухода на 2-й круг у вертолетов высшей категории:

1 — нормальный взлет; 2 — прерванный взлет; 3 — продолженный взлет; 4 — точки решения; 5 — продолженная посадка; 6 — нормальная посадка; 7 — нормальный уход на 2-й круг; 8 — прерванная посадка

ки вертолета на нее в случае отказа двигателя на малых высотах при взлете. После отказа летчик увеличивает скорость полета до величины, при которой с одним неработающим двигателем $V_{yg} > 0$. Тогда вертолет может перейти в набор высоты. Чем меньше скорость, при которой $V_{yg} = 0$, тем с меньшей высоты после отказа двигателя вертолет может продолжить взлет, следовательно, с меньшей высоты вертолету нужно совершить посадку. А чем меньше эта высота, тем меньше потребная длина ЛП. Возможность продолжить взлет позволяет вертолету с отказавшим во время взлета двигателем подняться на высоту, установленную для данной ЛП, лететь на этой высоте до получения разрешения на посадку, снизиться по требуемой траектории захода на посадку; это обеспечивает посадку вертолета по приборам в случае отказа одного двигателя. Кроме того, если возможен продолженный взлет, то можно также прервать посадку с одним отказавшим двигателем, т. е. уйти на второй круг (рис. 4.3, б).

Нормами установлены минимальные (предельные) V_{yg} при продолженном взлете: $V_{yg} = 0,5$ м/с при максимальной чрезвычайной мощности $N_{ч1}$ на скорости, названной безопасной, $V_{без}$ (рис. 4.2, точка 1); $V_{yg} = 0,75$ м/с при промежуточной чрезвычайной мощности $N_{ч2}$, на наилучшей скорости полета $V_{н.н}$ (рис. 4.2, точка 2). Отметим, что из-за возможности попадания вертолета в нисходящий поток воздуха, следует считать $V_{yg} = 0,5$ м/с минимально допустимой вертикальной скоростью при полетах на малых высотах.

Траектория продолженного взлета, показанная на рис. 4.3, a , относится к случаю, когда отказ двигателя произошел в критической точке. Критическая точка $H_{кр1}$ — это минимальная высота на траектории взлета, с которой возможен продолженный взлет с требуемой НЛГВ высотой пролета над ЛП: 10 м. Если отказ произошел ниже критической точки, то выполняется посадка перед собой на ЛП, если выше — то продолжается взлет, а в критической точке возможны оба решения. Условная линия ограничения препятствий в направлении взлета ab должна иметь угол наклона, равный углу наклона траектории продолженного (завершенного) взлета $\theta_{з.в}$. Принято, что начало линии ограничения препятствий (точка a на рис. 4.3, a) находится не под нижней точкой траектории продолженного взлета, а в конце ЛП; так как правее точки a вертолет уже имеет скорость, близкую к $V_{без}$, и угол $\theta_{з.в}$ мал, то высота пролета вертолета над препятствием практически не уменьшается, остается равной ~ 10 м. Желательно, чтобы наклон линии ограничения препятствий был менее $\theta_{з.в}$; тогда высота пролета над препятствиями увеличивалась бы по мере удаления вертолета от места старта. На рис. 4.3, a $L_{пр.в}$, $L_{з.в}$ — дистанции прерванного и продолженного (завершенного) взлетов; l_1 , l_2 — участки конечных полос безопасности, т. е. расстояния от точек старта и полной остановки вертолета до границ ЛП. Следовательно,

$$L_{лп} = L_{пр.в} + l_1 + l_2. \quad (4.1)$$

Для уменьшения длины ЛП $V_{\text{без}}$ должна быть малой, поэтому при продолженном взлете используется наибольшая из чрезвычайных (аварийных) мощностей двигателя. Называется она максимальной чрезвычайной мощностью. Допускается использование $N_{\text{ч1}}$ только в течение 2,5 мин, что дает возможность иметь $N_{\text{ч1}} > N_{\text{взл}}$, т. к. обычно $t_{\text{взл}} = 5$ мин. Из-за кратковременности $N_{\text{ч1}}$, при отказе двигателя на минимальной высоте (в критической точке) вертолет успевает подняться на высоту, приблизительно, 60 м. Дальнейшее увеличение скорости от $V_{\text{без}}$ до $V_{\text{н.н}}$ и набор высоты возможны при чрезвычайной мощности двигателя $N_{\text{ч2}}$. Чтобы при увеличенной скорости полета угол наклона траектории и ускорение вертолета не слишком уменьшались, вертолету требуется большая $V_{\text{уг}}$: 0,75 м/с. Полеты по кругу над местом посадки и по маршруту проводят также на $N_{\text{ч2}}$, поэтому продолжительность ее использования должна быть, как определено НЛГВ, не менее 30 мин.

В практике нашей страны часто $N_{\text{ч2}} = N_{\text{взл}}$, т. е. в случае отказа одного двигателя разрешается использовать взлетную мощность работающих двигателей непрерывно в течение 30 ... 60 мин. Бывает, что $N_{\text{ч1}} = N_{\text{ч2}} > N_{\text{взл}}$. Это особенно важно в случаях, когда предельная масса вертолета определяется длительными режимами полета. Возможность иметь $N_{\text{ч2}} \geq N_{\text{взл}}$ технически обеспечивается тем, что двигатель и трансмиссия считаются выработавшими свой ресурс после одно- или двухразового использования $N_{\text{ч2}}$.

Что касается обеспечения длительного (не менее 30 мин) полета без снижения высоты, то НЛГВ требуют $V_{\text{уг}} = 0,25$ м/с при промежуточной чрезвычайной мощности. Скорость полета не ограничивается, следовательно, она может быть равной $V_{\text{н.н}}$ или V'_{max} (см. рис. 4.2). Высота полета должна превышать на 300 м самое высокое препятствие на маршруте. Требование, чтобы $V_{\text{уг}} = 0,25$ м/с, а не 0, выдвинуто для того, чтобы вертолет высшей категории имел некоторый избыток мощности при горизонтальном полете, незначительно терял высоту при изменениях скорости полета, разворотах и при прохождении нисходящих потоков.

Таким образом, вертолет высшей категории — это многодвигательный вертолет с такой взлетной массой, при которой он в ожидаемых условиях (имеются в виду высоты H_p и температуры воздуха на всех этапах полета) может продолжительное время лететь без снижения с одним неработающим двигателем, продолжить взлет и прервать посадку. Из-за необходимости иметь $V_{\text{уг}} = 0,5$ м/с при $V_{\text{без}} < V_{\text{н.н}}$ такой вертолет недогружен. Он должен эксплуатироваться на ЛП большой длины (250 ... 450 м в зависимости от $V_{\text{без}}$) и с малым углом наклона условной линии ограничения препятствий вблизи ЛП. Из-за недогрузки вертолета и необходимости иметь длинную ЛП с открытыми подходами вертолеты высшей категории предназначены только для особо ответственных полетов.

4.1.2. 1-Я КАТЕГОРИЯ

В литературе [7] (см. также [1]) предложено выделить в отдельную категорию вертолеты, загруженные так, что в случае отказа двигателя могут лететь без снижения, т. е. имеют $V_{\text{уг}} \geq 0$ на наивыгоднейшей скорости $V_{\text{н.н}}$. У этих вертолетов посадка не на ЛП происходит только в случае отказа одного двигателя на очень коротких участках траектории ("участки риска"). Такая классификация в 1977 г. предложена в НЛГВ СССР, и новый класс назван 1-й категорией. В 1983 г. класс с короткими "участками риска" внесен в стандарт Международной организации гражданской авиации.

Идея выделения такой группы вертолетов в отдельный класс и разработка требований к нему в НЛГВ СССР основываются на следующих соображениях. Почти весь полет (начиная от точки b на рис. 4.1) выполняется со скоростями, близкими или большими $V_{\text{н.н}}$. Если отказ двигателя произойдет на этих скоростях, то вертолет, имеющий $V_{\text{уг}} = 0$, сможет долететь до ЛП и сесть на нее. Следовательно, нужно рассмотреть возможности для посадки этих вертолетов при отказе двигателя во время взлета на малых высотах, до выхода вертолета на $V_{\text{н.н}}$. Оказалось, что при отказе на высотах 40 ... 70 м и более (точка c на рис. 4.1) возможна посадка вертолета на ЛП. Это объясняется тем, что на скоростях $V = V_{\text{н.н}} - (30 \dots 20)$ км/ч угол наклона траектории с одним отказавшим двигателем по абсолютной величине меньше, чем при нормальном взлете. Поэтому после отказа двигателя вертолет успевает развернуться со снижением, возвращается к ЛП и приземляется на ней (рис. 4.4). Пунктиром показана траектория посадки с курсом, противоположным курсу взлета (или под углом к ЛП, если пробег вертолета мал), а штрихпунктиром — с курсом взлета (против ветра). Посадка с разворотом возможна на оборудованную радиосредствами ЛП вне ее видимости (высота нижней кромки облаков ~150 м). При посадке с разворотом дистанция прерванного взлета $L'_{\text{пр.в}}$ может быть равной нулю: посадка без пробега в точку старта. Если с одним неработающим двигателем посадка происходит только с пробегом $L_{\text{проб}}$, то $L'_{\text{пр.в}} = L_{\text{проб}}$.

Если ЛП длинная или широкая, то посадка на нее возможна с

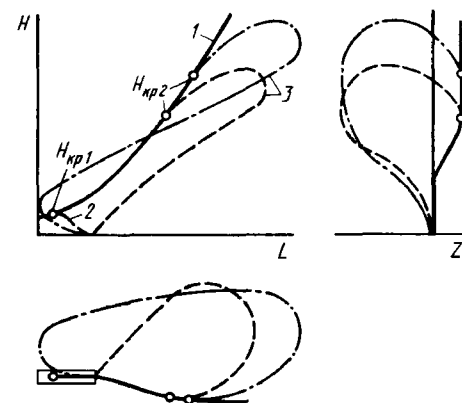


Рис. 4.4. Траектории нормального и прерванных взлетов у вертолетов 1-й категории:

1 — нормальный взлет; 2 — прерванный взлет; 3 — прерванные взлеты с разворотом

меньшей высоты. Таким образом, эта критическая точка на траектории взлета (точка c на рис. 4.1), зависит от размера ЛП. Если размер ЛП не оговаривается, то вторая критическая точка соответствует высоте, при которой $L'_{пр.в}$ и, следовательно, $L_{лп}$ минимальны.

При отказе двигателя на высотах меньших, чем $H_{кр2}$, выполняется посадка перед собой. Максимальная высота, с которой в случае отказа двигателя на взлете возможна посадка перед собой на данную ЛП, является первой критической точкой $H_{кр1}$. Она отличается от критической точки у вертолетов высшей категории тем, что для них основным требованием к $H_{кр1}$ является возможность продолжения взлета, а $L_{лп}$ устанавливается в зависимости от $L_{пр.в}$. Здесь же $H_{кр1}$ устанавливается в зависимости от длины конкретной ЛП. В случае, когда вертолет взлетает с минимально возможной ЛП, $H_{кр1}$ практически совпадает с точкой зависания перед разгоном: при отказе двигателя вертолет снижается вертикально, и $L_{пр.в} = 0$. К точке $H_{кр1}$ предъявляется еще одно требование: с этой точки и выше нее должна быть возможна посадка вертолета практически без пробега. Поэтому посадка не на ЛП допускается. Когда посадка без пробега возможна при отказе в любой точке, то назначение первой критической точки — указать высоту, после которой посадка произойдет за данной ЛП, что нужно для определения продолжительности "участка риска" при данной ЛП.

Таким образом, посадка рассматриваемых вертолетов при отказе двигателя на взлете выполняется не на ЛП, если отказ происходит на участке, заключенном между 1-й и 2-й критическими точками. Однако этот "участок риска" мал ($H_{кр2} - H_{кр1} \leq 60$ м), так что вертолет пролетает его быстро, в течение 10 ... 25 с. Поэтому вероятность посадки не на ЛП очень мала. Если взлет вертолета происходит на местности с достаточно ровной и твердой поверхностью (плато, степь), так что $L_{лп} = 600 \dots 700$ м, то $H_{кр1}$ сливается с $H_{кр2}$ и "участок риска" на взлетной траектории отсутствует.

Для выполнения посадки с разворотом вертолету требуется свободное воздушное пространство сбоку. Если его нет, то необходимо увеличить $H_{кр2}$ в соответствии с высотой препятствия сбоку, чтобы разворот закончился над ним. Это увеличивает "участок риска" и время пребывания в нем, но ненамного, так как на этих высотах вертолет уже выходит на большие $V_{уг}$ (4 ... 7 м/с). Для уменьшения воздушных подходов сбоку целесообразно при нормальном взлете по мере набора высоты смещать ся вбок, как показано на рис. 4.4 (вид на траекторию в плане).

Посадка вне ЛП с одним отказавшим двигателем у вертолетов с мас-сой, соответствующей 1-й категории, происходит с малой посадочной скоростью 0 ... 25 км/ч. Вертолет в принципе наиболее безопасный летательный аппарат в случае отказа двигателя из-за малых посадочных скоростей. Во время посадочного маневра летчик может безопасно уменьшить скорость до 0, так что посадка будет возможна с малыми посадочными скоростями.

Эта возможность реализуется благодаря тому, что у вертолета при малых скоростях сохраняется запас кинетической энергии вращающегося несущего винта. Использование этой энергии достигается увеличением угла установки винта перед посадкой ("подрывом"), что приводит к кратковременному увеличению тяги и уменьшению $V_{унос}$ на 3 ... 6 м/с у вертолетов с малым коэффициентом тяги t_n на исходном режиме полета, и на 1,5 ... 3,5 м/с — с большим t_n . Таким образом, при отказе одного двигателя посадочная скорость $V_{пос} = 15 \dots 25$ км/ч у тяжелых вертолетов, и 0 ... 15 км/ч у легких, а при отказе всех двигателей $V_{пос} = 50 \dots 80$ км/ч у тяжелых вертолетов, и 20 ... 50 км/ч — у легких. Посадка с $V_{пос} \leq 15 \dots 25$ км/ч на местность с редко расположенными или легко ломающимися препятствиями, не имеющую таких неровностей и уклонов, попадание на которые приведет к опрокидыванию вертолета, объективно безопасна (пробег 15 ... 25 м в штиль и 0 при встречном ветре). Важно и то, что посадка происходит рядом с ЛП, на знакомой летчику местности. Эти обстоятельства позволяют считать, что вероятность поломки вертолета 1-й категории при вынужденной посадке не на ЛП мала: 0,01 ... 0,1.

Маршрут полета вертолета 1-й категории должен строиться так, чтобы к середине маршрута (см. рис. 4.1, точка a) вертолет уже набрал высоту, необходимую для полета к ЛП₂. Запас высоты 300 м достаточен для выхода на скорость, при которой $V_{уг} = 0$, выполнения разворотов и прохождения умеренных нисходящих потоков (их протяженность при турбулентности всех видов не более 5 км, так что по сравнению с вертолетом, имеющим $V_{уг} = 0,75$ м/с, потеря высоты составляет $\Delta H = 5000 \cdot 0,75 / V_{н.н} \approx 100$ м). Следовательно, из точки a вертолет сможет безопасно долететь до ЛП₂ и сесть на нее.

Посадка на ЛП возможна также при отказе двигателя во время снижения. Прерванная посадка у рассматриваемых вертолетов невозможна, однако уход на второй круг при посадке с одним отказавшим двигателем необходим только аппаратам, у которых пробег велик, так как может быть занята посадочная полоса; вертолет же садится практически без пробега. Но при отказе на малых высотах во время захода на посадку приземление может произойти перед ЛП, так что при минимальной $L_{лп}$ также имеется "участок риска", продолжительность пролета которого 5 ... 10 с.

Сопоставим вероятности вынужденных посадок $Q_{пос}$ не на ЛП двухдвигательных вертолетов разных категорий при отказе одного и двух двигателей. Примем, что интенсивность отказов двигателя (с учетом отказов систем, требующих выключения двигателя) $\lambda = 5 \cdot 10^{-5}$ 1/с, а продолжительность полета $t = 1$ ч. Время полета, в течение которого возможна посадка не на ЛП из-за отказа обоих двигателей, $t'' \approx t = 1$ ч, так что для всех категорий $Q''_{пос} = (\lambda t'')^2 = 2,5 \cdot 10^{-9}$. При отказе одного двигателя вертолет высшей категории садится только на ЛП, поэтому у него $t' = Q'_{пос} = 0$. У вертолета 1-й категории время пролета "участ-

ков риска" $t' = 20 \text{ с} + 10 \text{ с} = 8,4 \cdot 10^{-3} \text{ ч}$, поэтому $Q'_{\text{пос}} = 2\lambda t' = 8,4 \cdot 10^{-7}$ (8–9 посадок на 10 млн. полетов). У вертолетов 2-й категории (см. 4.1.3), имеющих $V_{yg} < 0$ и поэтому выполняющих посадку не на ЛП, при отказе одного двигателя практически в течение всего полета $t' \approx t = 1 \text{ ч}$, и $Q'_{\text{пос}} = 2\lambda t' = 1 \cdot 10^{-4}$ (1-я посадка на 10 тыс. полетов). Как показано выше, у вертолетов 1-й категории при отказе одного двигателя есть ряд благоприятных обстоятельств при посадке не на ЛП, так что вероятность поломки при посадке $Q'_{\text{пол}} = 0,01 \dots 0,1$. Поэтому у них $Q_{\text{пол}} = Q'_{\text{пол}} Q'_{\text{пос}} + Q'_{\text{пол}} Q'_{\text{пос}} \approx Q'_{\text{пол}} Q'_{\text{пос}} \approx 10^{-7} \dots 10^{-8}$. Таким образом: 1) у вертолетов 1-й категории поломка из-за отказа одного двигателя является маловероятной; 2) при низкой вероятности поломки можно пользоваться малыми ЛП; 3) грузоподъемность вертолетов 1-й категории существенно превышает грузоподъемность вертолетов высшей категории. Последнее особенно относится к вертолетам, у которых максимальная чрезвычайная мощность может использоваться длительно (30 мин и более), как у многих отечественных вертолетов. Выигрыш в грузоподъемности определяется тем, что при равной мощности норма $V_{yg} = 0,5 \text{ м/с}$ при $V_{\text{без}}$ (высшая категория) заменяется нормой $V_{yg} = 0$ при $V_{\text{н.н}}$. Расчеты показывают, что при одинаковых высоте и температуре грузоподъемность вертолета увеличивается на 20 ... 25 %, а при равной взлетной массе существенно расширяются пределы высот и температур применения вертолета: приращения составляют 400 ... 600 м или 8 ... 15°.

Из сравнения $Q'_{\text{пос}}$ у вертолетов 1-й и 2-й категорий видно, что у последних $Q'_{\text{пос}}$ на 2 порядка выше. У них $Q'_{\text{пол}}$ также в несколько раз выше, так как возможна посадка в любой точке маршрута, и посадочная скорость выше. Поэтому полная вероятность поломки у вертолетов 1-й категории на ~ 3 порядка ниже, чем у вертолетов 2-й категории. Большая разница в $Q_{\text{пол}}$ явилась основанием для выделения в отдельную категорию вертолетов, имеющих $V_{yg} = 0$.

Таким образом, при переходе через границу между категориями $Q_{\text{пол}}$ меняется скачкообразно. Границей между высшей и 1-й категориями является тот минимум летных характеристик, при котором можно допустить продолжение полета после отказа одного двигателя (см. разд. 4.1.1). Границей между 1-й и 2-й категориями является нулевая величина V_{yg} с одним неработающим двигателем.

В заключение отметим, что включение в НЛГВ СССР новой описанной выше категории имеет большое практическое значение. Во-первых, оно заключается в том, что и летный состав, и пользователь вертолета будут иметь правильное представление о безопасности полета при большей, чем у вертолетов высшей категории, взлетной массе и при ЛП меньших размеров. Во-вторых, в инструкции летчику будет дана информация для реализации описанных возможностей обеспечения безопасности.

Итак, к летным характеристикам вертолета 1-й категории с одним неработающим двигателем предъявляются два требования: $V_{yg} = 0$ при промежуточной чрезвычайной мощности, на наивыгоднейшей скорости

полета, на высоте, превышающей на 300 м самое высокое препятствие на маршруте; $V_{\text{пос}} \leq 15 \dots 25 \text{ км/ч}$ при посадке из-за отказа двигателя на "участках риска".

4.1.3. 2-Я КАТЕГОРИЯ

Вертолеты 2-й категории — это однодвигательные вертолеты, а также многодвигательные при полетной массе, превышающей предельную массу вертолета 1-й категории. Следовательно, это вертолеты, которые не способны с одним отказавшим двигателем лететь без снижения. При отказе двигателя практически в течение всего полета вертолет может быть вынужден произвести посадку на неподготовленную площадку. Поэтому маршруты вертолетов 2-й категории по возможности должны проходить над местностью с пригодными для посадки площадками.

Многодвигательные вертолеты всех категорий должны быть способны выполнить посадку на режиме самовращения. Исходный режим — наиболее продолжительный: горизонтальный полет на крейсерской скорости. Посадка должна быть безопасной для находящихся на борту лиц. Такая посадка особенно сложна для вертолетов 2-й категории, так как они имеют наибольшую взлетную массу. Посадка должна быть доступной летчикам средней квалификации. Сложность переходного режима после отказа двигателей и сложность посадки определяются боковой и продольной разбалансировкой вертолета, быстротой увеличения вертикальной скорости и уменьшения частоты вращения несущего винта после отказа, необходимой точностью выполнения посадочного маневра. Сложность посадки, высокие посадочные скорости могут быть условиями, определяющими предельные массы при разных H_p , t° у вертолетов 2-й категории.

Представляется целесообразным ввести еще одно ограничение на предельную массу вертолетов 2-й категории: при всех H_p , t угол наклона траектории при установившемся наборе высоты с минимальной скоростью, безопасной в случае отказа двигателя (т. е. с максимальной скоростью левой опасной зоны, $V_{\text{макл.з}}$, см. разд. 4.3), должен быть равным 1:(8 ... 7). Это требование определяет угол наклона условной линии ограничения препятствий, делающих невозможной посадку вертолета.

Опыт эксплуатации отечественных вертолетов показывает, что увеличение грузоподъемности вертолета до величины, при которой взлеты и посадки возможны только с разбегом и пробегом, безопасно. При этом должна нормироваться скорость отрыва, так как преждевременный отрыв может привести к снижению вертолета до земли во время разгона на малой высоте и к его разрушению. В нормах Великобритании на $V = V_{\text{отр}}$ при всех m, H_p, t

$$R_{xa}/mg = V_{yg}/V + \dot{V}/g = 1/12. \quad (4.2)$$

Обычно $V_{отр} = 40 \dots 70$ км/ч (скорость по прибору $V_{ук} = 30 \dots 60$ км/ч), и на ней вне влияния земли $V_{yg} = 1 \dots 1,5$ м/с, и $1,5 \dots 2,5$ м/с в зоне влияния земли. При наборе высоты 2 ... 4 м на скорости $V_{отр}$ вертолет пролетает 20 ... 40 м. В начальный момент разгона, если разогнаться горизонтально, $V = g/12 = 0,8$ м/с².

Для повышения безопасности на начальном участке нормального взлета НЛГВ содержат требование, смысл которого заключается в следующем. Если при отказе одного двигателя на участке взлетной траектории, примыкающем к точке старта, посадка вертолета сложнее или посадочная скорость выше, чем при отказе на других участках взлетной траектории, то длина ЛП должна быть такой, чтобы посадка происходила на ЛП. В этом случае на взлетной траектории определяется критическая точка — наименьшая высота, с которой допускается посадка не на ЛП.

4.1.4. КАТЕГОРИЯ НА ВЫБРАННОМ МАРШРУТЕ

На рис. 4.5 показаны траектории полета вертолета с нормально работающей силовой установкой и с одним отказавшим двигателем. В общем случае (рис. 4.5, а) можно выделить на траектории 6 точек. При отказе двигателя на участках 1 ... 2, 3 ... 4, 5 ... 6 посадка происходит вне ЛП (1 ... 2 и 5 ... 6 — "участки риска"). Но если высота полета достаточна, маршрут короткий и в местах старта и посадки ЛП длинные, то точки 1,2; 3,4; 5,6 сливаются, так что посадка вертолета произойдет на ЛП при отказе двигателя в любой точке траектории. Чтобы точки 3,4 слились, траектория должна проходить по заштрихованной площади (рис. 4.5, б), в которой выполняется неравенство

$$H \geq -L \frac{V_{yg}}{V - W} + H_{преп} + \Delta H + \Delta H_{преп}, \quad (4.3)$$

где ΔH — изменение высоты полета в процессе перехода к скорости однодвигательного полета и разворота вертолета для полета к точке а (если до отказа $V > V_{н.н.}$, то $\Delta H < 0$); $H_{преп}$ — высота препятствия; W — скорость ветра; L — дальность маршрута.

Это условие должно удовлетворяться для каждого из препятствий на пути вертолета. Например, при дальности полета 100 ... 120 км вертолет с $V_{yg} = - (0,5 \dots 0,75)$ м/с должен лететь на высоте 700 ... 800 м.

Таким образом, вертолет 2-й категории может выполнить основное требование к вертолетам высшей категории, так как безопасность полета определяется как летными данными вертолета с одним неработающим двигателем, так и высотой полета и размерами ЛП. Несоответствие между категорией и уровнем безопасности полета вертолета на конкретном маршруте объясняется разнообразием маршрутов и условий взлетов у безаэродромных летательных аппаратов. Поэтому для вертолетов 1-й и 2-й

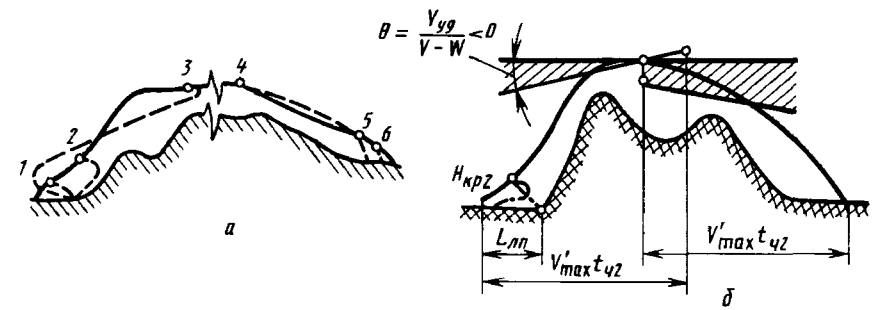


Рис. 4.5. Характерные точки на траектории полета вертолетов 2-й категории при: — нормальной работе двигателей; - - - одним неработающим двигателем

категорий на специально выбранных маршрутах может быть установлена более высокая категория. Выбирать маршруты надо так, чтобы максимально использовать возможность повышения категории. Это особенно важно для регулярно эксплуатируемых маршрутов. Как показано выше, повышение категории достигается увеличением длин летных полос и высоты полета.

4.2. УСЛОВИЯ И МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНЫХ МАСС ВЕРТОЛЕТОВ РАЗНЫХ КАТЕГОРИЙ

Определение предельных взлетных и посадочных масс можно проводить двумя путями. При первом — вертолет имеет максимальную массу, при которой (если двигатели работают нормально) обеспечивается взлет и посадка одним из установленных способов: 1) без использования влияния "земной подушки" (вертикальные взлет и посадка); 2) с использованием влияния "земной подушки", т. е. с вертикальным отрывом (посадкой) и разгоном (торможением) вертолета на высоте 2 ... 4 м от земли (так называемые взлет и посадка по-вертолетному); 3) с разбегом и пробегом по земле (по-самолетному).

При вертикальных взлете и посадке предельная масса вертолета $m_{предг} = T_{max} K_{обд}$, где T_{max} — максимальная тяга несущего винта; $K_{обд}$ — коэффициент уменьшения тяги изолированного винта из-за обдувки им частей планера.

При взлете и посадке по-вертолетному $m_{предг} = K_{зем} T_{max} K_{обд}$, где $K_{зем}$ — коэффициент увеличения тяги вертолета в зоне влияния "земной подушки" на высоте $H_{вис}$, соответствующей процедуре взлета ($H_{вис} = 3 \dots 5$ м, $K_{зем} = 1,07 \dots 1,15$). Коэффициент $K_{зем}$ учитывает также влияние на мощность двигателя повышения температуры воздуха на входе в двигатель и у его терморегулятора, вызванное попаданием отработавших газов, количество которых зависит от $H_{вис}$, скорости

и направления ветра. Разгон вертолета выполняется на высоте, меньшей $H_{\text{вис}}$ на 1 ... 2 м, поэтому создается избыток мощности.

При взлете по-самолетному $m_{\text{пред}} g = (1,15 \dots 1,22) T_{\text{max}}$. От величины коэффициента (в последней формуле) зависит скорость отрыва вертолета: при коэффициенте, равном 1,15, $V_{\text{отр}} = 40 \dots 50$, а при 1,22 $V_{\text{отр}} = 60 \dots 70$ км/ч. Коэффициенты 1,15 ... 1,22 относятся к вертолетам одновинтовой схемы. Они больше у вертолетов поперечной схемы и меньше у вертолетов продольной схемы [17]. Это объясняется разницей в индуктивных потерях у вертолетов этих схем из-за взаимовлияния винтов. При нормальной (т. е. с работающими двигателями) посадке по-самолетному с увеличением угла установки винта до максимального перед приземлением $V_{\text{пос}} \approx V_{\text{отр}} \approx 30$ км/ч.

Второй путь определения предельных масс вертолета основан на обеспечении высокой вероятности благополучного завершения полета в случае отказа одного двигателя. Это достигается выполнением описанных в разд. 4.1 требований НЛГВ к летным характеристикам вертолетов.

Обычно у двухдвигательных вертолетов $m_{\text{пред}}$ для высшей категории меньше, чем $m_{\text{пред}}$ при вертикальных взлете и посадке; $m_{\text{пред}}$ для вертолетов 1-й категории меньше, чем $m_{\text{пред}}$ при взлете и посадке по-вертикали. Следовательно, повышение безопасности полета в случае отказа одного двигателя связано у двухдвигательных вертолетов с уменьшением их грузоподъемности. Поэтому на некоторые вертолеты устанавливается три двигателя.

Определение $m_{\text{пред}}$ при заданных $V_{\text{уг}}$, V , N_e , H_p , t

В результате решения этой задачи определяют $m_{\text{пред}}$, при которых выполняются требования к вертолетам высшей и 2-й категории: $V_{\text{уг}} = 0,5$ м/с при $V = V_{\text{без}}$, $N_e = (n_{\text{дв}} - 1) N_{\text{ч1}}$; $V_{\text{уг}} = V_{\text{отр}}/12$ и $V_{\text{уг}} = V_{\text{мавл.з}}/\theta_{\text{min}}$ при $V = V_{\text{отр}}$ и $V = V_{\text{мавл.з}}$ соответственно, $N_e = n_{\text{дв}} N_{\text{взл}}$. В этих выражениях $n_{\text{дв}}$ — число двигателей вертолета. $m_{\text{пред}}$ находится для всего диапазона возможных значений H_p , t .

Величины $V_{\text{без}}$ и $V_{\text{отр}}$ выбираются изготовителем вертолета, а $V_{\text{мавл.з}}$ находится после определения левой зоны $H - V$ (см. 4.3). Для увеличения $m_{\text{пред}}$ нужно увеличивать $V_{\text{без}}$ и $V_{\text{отр}}$, но при этом возрастает длина ЛП у вертолета высшей категории и длина разбега и взлетная дистанция у вертолетов 2-й категории. График, показанный на рис. 4.6, служит для ориентировочного определения $V_{\text{без}}$. Так, если длина летной полосы должна быть равной 200 м, то при $l_1 + l_2 = 30$ м, $L_{\text{пр.в}} = 170$ м, а $V_{\text{без}} \approx 65$ км/ч; при этом $\theta_{\text{з.в}} = 0,5 \cdot 3,6/70 = 1:36$, следовательно, угол условной линии ограничения препятствий должен быть не более 1:36. При $V_{\text{без}} = 90$ км/ч, $L_{\text{пр.в}} = 300$ м, $L_{\text{лп}} = 330$ м, $\theta_{\text{з.в}} = 1:50$.

При выборе $V_{\text{отр}}$ нужно определять $L_{\text{разб}} = V_{\text{отр}}^2/2V$. При разбеге вертолет развивает ускорение $V \approx 1 \dots 1,2$ м/с², а если разбег происходит на переднем колесе с углом тангажа $-(6 \dots 10)^\circ$, то $V \approx 2 \dots 2,5$ м/с².

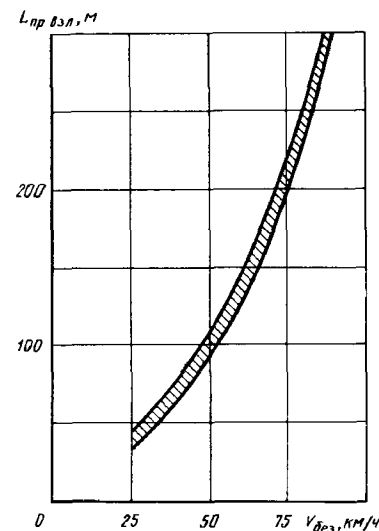


Рис. 4.6. Длина дистанции прерванного взлета в зависимости от безопасной скорости полета

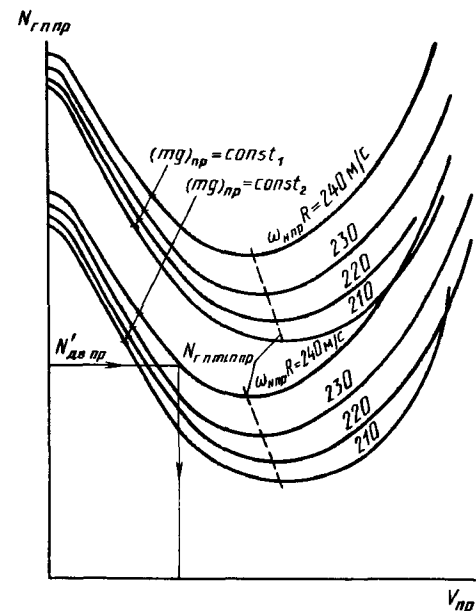


Рис. 4.7. Приведенные потребные мощности вертолета

Поэтому например, при $V_{\text{отр}} = 60$ км/ч, длина разбега равна 130 м, а при разбеге на переднем колесе — 70 м. При этой скорости вертолет должен иметь $V_{\text{уг}} = V_{\text{отр}}/12 = 1,4$ м/с (без учета влияния "земной подушки").

После выбора $V_{\text{без}}$ и $V_{\text{отр}}$ перейдем к определению предельной массы. Поскольку она должна быть найдена для многих сочетаний H_p , t , то целесообразно использовать результаты летных испытаний, моделирования или аэродинамического расчета вертолета, представленные в приведенных параметрах (сведения об определении приведенной мощности при летных испытаниях см. в разд. 4.2.1). График приведенной мощности показан на рис. 4.7. Последовательность расчетов по определению $m_{\text{пред}}$ следующая. Определяем температуры (по абсолютной шкале) T , соответствующие данным на рис. 4.7 значениям $\omega_{\text{н.пр}} R$:

$$T = 288 (\omega_{\text{н}} R / \omega_{\text{н.пр}} R)^2,$$

и для каждой T находим $V_{\text{уг.пр}} = V_{\text{уг}} \sqrt{288/T}$. Задав высоту полета (атмосферным давлением p), находим по характеристикам двигателей N_e , затем

$$N_{e\text{пр}} = N_e \cdot 1013 \sqrt{288/p} \sqrt{T}.$$

Для одного из показанных на рис. 4.7 значений $(mg)_{пр}$ определяем $N'_{епр} = N_{епр} - V_{угпр} (mg)_{пр} / \eta_v \xi$, где η_v — пропульсивный КПД вертолета; ξ — коэффициент использования мощности двигателей. Для взятых выше значений $(mg)_{пр}$, $\omega_{н.пр} R$ и получившейся $N'_{епр}$ по рис. 4.7 определяем $V_{пр}$, затем находим:

$$V = V_{пр} \sqrt{T/288}; \quad mg = (mg)_{пр} \sqrt{p/1013}.$$

Строим график $V = f(t)$ (рис. 4.8) и для выбранной $V_{без}$ (или $V_{отр}$) на каждой H_p находим одно или два значения t , при которых удовлетворяется рассматриваемое требование НЛГВ. Далее для других значений $m_{пр}$ находим t для каждого значения H_p , после чего строим окончательный график $m_{пред} = f(H_p, t)$ (рис. 4.9). Последовательность расчета, описанная выше, выбрана для того, чтобы задаваться имеющимися на рис. 4.7 значениями $\omega_{н.пр} R$, $(mg)_{пр}$, избегая интерполяцию при определении $V_{пр}$.

При определении $m_{пред}$ нужно решить, находить ли $m_{пред}$ при постоянных истинных $V_{без}$ и $V_{отр}$ или при постоянных их значениях по указателю скорости. Во втором варианте летчику проще запомнить $V_{без.ук}$ и $V_{отр.ук}$, так как они близки при всех H_p, t ; однако вертолет будет иметь разные $L_{лп}$, $L_{разб}$ и другие данные. В первом варианте $L_{лп}$ и $L_{разб}$ отличаются меньше, но $V_{без.ук}$ и $V_{отр.ук}$ разные:

$$V_{ук} = V \sqrt{\Delta - \delta V_a}; \quad V_{пр} = V_i \sqrt{p/p_0} = (V_{ук} + \delta V_a) / \sqrt{p/1013}, \quad (4.4)$$

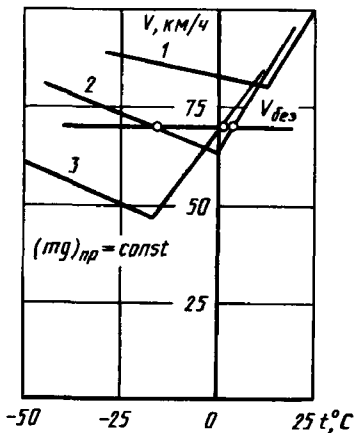


Рис. 4.8. Определение предельной массы вертолета:
1 — $H_p = 0$; m_1 ; 2 — $H_p = 1000$ м, m_2 ; 3 — $H_p = 2000$ м, m_3

Рис. 4.9. Зависимость предельной массы вертолета от t, H_p при заданных $V_{уг}$, $V_{без}$, $\omega_{н.пр} R$. $N_e = (n_{дв} - 1) N_{ч1}$ (обозначения см. рис. 4.8, исключая m_1, m_2, m_3)

где δV_a — аэродинамическая поправка указателя скорости; $V_{пр}$, V_i — приведенная и индикаторная скорости.

Определение предельной массы, соответствующей выбранному значению $V_{отр}$, можно свести к задаче об определении минимальной скорости горизонтального полета вертолета V_{min} , так как по результатам многих расчетов для вертолетов 2-й категории удовлетворяется соотношение:

$$V_{min} \approx V_{отр} + 15 \text{ км/ч.} \quad (4.5)$$

Величину V_{min} можно определить с помощью графиков потребной мощности (в точке, где $N_{г.п} = N_e \xi$), можно также использовать выражение (4.12). Построив зависимость $V_{min} = f(m)$, определим $m_{пред}$ при $V_{min} = V_{отр} + 15 \text{ км/ч}$. Проще для определения $m_{пред}$ использовать формулу:

$$N = N_{проф} + N_{инд} - X_{ан} Y = N_{проф} + f(\tilde{Y}, \bar{H}/R) (mg)^{3/2} + X_{апл} V + mg V_{уг}. \quad (4.6)$$

По (4.6) для заданных $V_{уг}$, V , H_p , t строится зависимость $N = f(m)$, и при $N = N_e \xi = (n_{дв} - 1) N_{ч1} \xi$ или $N = n_{дв} N_{взл} \xi$ находится $m_{пред}$.

Если вертолет не имеет ограничений, препятствующих уменьшению частоты вращения несущего винта, то после отказа двигателя выгодно лететь с меньшей, чем номинальная, частотой: из рис. 4.7 видно, что потребная мощность и V_{min} уменьшаются с уменьшением $\omega_{н.пр} R$.

Определение $m_{пред}$ при заданных $V_{уг}$, N_e , H_p , t

Эта задача отличается от предыдущей тем, что не задана скорость полета. Поэтому выбирается наиболее выгодная скорость $V_{н.н}$, поскольку ей соответствуют $N_{г.п min}$, следовательно, $V_{уг max}$. Решение этой задачи определяет $m_{пред}$, при которой удовлетворяются следующие требования Норм: при $N_e = (n_{дв} - 1) N_{ч2}$ $V_{уг} = 0,75 \text{ м/с}$ и $0,25 \text{ м/с}$ (высшая категория), а также $V_{уг} = 0$ (1-я категория).

Для определения $m_{пред}$ строится зависимость $V_{уг max} = f(m)$, по которой при заданных $V_{уг}$ находят $m_{пред}$. Расчет $V_{уг max}$ выполняют по формуле

$$V_{уг max} = (N_e \xi - N_{г.п min}) \eta_v / mg, \quad (4.7)$$

где $N_{г.п min}$ находят по рис. 4.7. Величину η_v определяют по графику $\eta_v = f(V_{пр}, m_{пр}, \omega_{н.пр})$. Если его нет, то для наиболее выгодной скорости полета можно принять $\eta_v = 0,9 \dots 0,8$; ошибка в выборе η_v практически не окажется на величине $m_{пред}$, так как нормированные $V_{уг}$ малы. Для сочетаний H_p , t , при которых $N_{епр} = \text{const}$, формула (4.7) приводится к виду $V_{угпр} = f[(mg)_{пр}, \omega_{н.пр} R]$, так что $m_{пред.пр}$ находится непосредственно по графику $V_{угпр}$.

При определении $m_{\text{пред}}$ можно учесть, что H_p в каждом требовании определяется либо на уровне летной полосы, либо как $H_p = H_{p\text{преп}} + 300 \text{ м}$.

Определение $m_{\text{пред}}$ по посадочным характеристикам вертолетов

НЛГВ задают требования к посадочным характеристикам вертолетов при посадках вне ЛП. Для вертолетов 1-й категории при отказе одного двигателя на "участках риска" требуется посадка с $V_{\text{пос}} \leq 15 \dots 25 \text{ км/ч}$, $V_{\text{упос}} \leq V_{\text{упосдоп}}$. Для вертолетов 2-й категории требуется безопасная для находящихся на борту лиц посадка при отказе двигателя на всей траектории полета, за исключением участка на траектории взлета до критической точки (если такая точка есть), так как с него вертолет садится на ЛП.

Для многодвигательных вертолетов всех категорий требуется безопасная для находящихся на борту лиц посадка при отказе всех двигателей на крейсерском режиме полета; другие режимы не рассматриваются, так как они кратковременны, поэтому отказ всех двигателей практически невероятен.

При определении посадочных характеристик сначала берется $m_{\text{пред}}$, найденная на установившихся режимах полета. Для вертолетов высшей и 1-й категорий посадочные характеристики обычно получаются приемлемыми, так что ранее найденные $m_{\text{пред}}$ являются окончательными. Если у вертолетов 2-й категории получившиеся посадочные характеристики оцениваются как неприемлемые, то масса уменьшается и моделирование посадок повторяется до получения удовлетворительных результатов.

Наилучший метод исследования посадок — моделирование на пилотажном стенде. На стенде летчик следит за движением вертолета и управляет им, поэтому моделирование выполняется приблизительно на 2 порядка быстрее, чем на ЦВМ, где после расчета и анализа очередного варианта вносятся коррективы в подпрограмму управления вертолетом. Опыт исследований на стенде показал, что тренированный человек после нескольких попыток находит практически оптимальный маневр. Таким образом, большой объем работ по определению $m_{\text{пред}}$ (когда, например, требуется рассмотреть несколько сот вариантов посадок) целесообразно выполнять на пилотажном стенде.

Если пилотажного стенда для рассматриваемого вертолета нет, то можно использовать программы с оптимизацией управления вертолетом. И, наконец, можно применять любую программу расчета продольного движения, а рациональный способ управления вертолетом находится подбором.

Оптимальным является вариант посадки с минимальной посадочной скоростью при допустимых $V_{\text{упос}}$, $\omega_{\text{н.пос}}$, посадочном угле танга-

жа $\vartheta_{\text{пос}}$ (если вертолет не сконструирован специально, то $V_{\text{упос}} = 3 \dots 3,5 \text{ м/с}$, $\vartheta_{\text{пос}} = 7 \dots 10^\circ$). При посадке с обеспечением безопасности для находящихся на борту лиц рассматривается также вариант посадки с нарушением ограничений по $V_{\text{упос}}$, $\vartheta_{\text{пос}}$ (например, $V_{\text{упос}} = 4 \dots 5 \text{ м/с}$, $\vartheta_{\text{пос}} = 15 \dots 20^\circ$), т. е. с поломкой шасси или других агрегатов вертолета. Уменьшение $\omega_{\text{н.пос}}$ ниже допустимого значения не должно приводить к ухудшению ситуации при аварийной посадке. Это должно обеспечиваться конструкцией вертолета. Например, если из-за уменьшения $\omega_{\text{н}}$ прекращается электропитание оборудования вертолета, то приборы и элементы оборудования, необходимые для посадки, должны работать от других источников. Но если происходило нарушение ограничения по $\omega_{\text{н}}$, то должен решаться вопрос о возможности дальнейшей эксплуатации работавшего двигателя и трансмиссии вертолета.

Безопасность посадки для находящихся на борту лиц может быть определена только при испытаниях вертолета, но моделирование позволяет оценить опасность проведения испытаний и вероятность положительных результатов.

Последовательность работ по определению посадочных характеристик вертолетов с некоторой m следующая. Находят, как описано в разд. 4.3, опасные зоны $H - V$, выбирают траектории взлета и посадки (см. разд. 4.4) и моделируют посадку перед собой с одним отказавшим двигателем. Для вертолетов 1-й категории моделируют также посадку с разворотом, находят "участки риска" и посадочные характеристики при посадках с этих участков.

Работа по определению посадочных характеристик при отказе всех двигателей выполняется по методам, описанным в разд. 4.5. Режим полета, на котором рассматривается отказ, задан Нормами (крейсерский режим), так что траекторию полета в момент отказа искать не нужно. Это существенно уменьшает объем работы. Исследование перехода вертолета на режим установившегося планирования после отказа двигателей на крейсерских режимах полета трудности не представляет. Поэтому задача в основном сводится к определению посадочных характеристик после планирования при самовращении несущего винта.

Отметим, что у вертолетов с большой нагрузкой на ометаемую винтом площадь мощность двигателей велика, и при их нормальной работе или отказе одного из них $m_{\text{пред}}$ оказывается большой. Характеристики же вертолета на режиме самовращения не связаны с мощностью двигателей (двигатели не работают). В результате при $m_{\text{пред}}$, найденной при одном неработающем двигателе, вертолет с высокой нагрузкой на площадь ($m/\Delta F = 60 \dots 90 \text{ кг/м}^2$) имеет на режиме установившегося самовращения при скоростях $50 \dots 90 \text{ км/ч}$ высокую V_{yg} ($25 \dots 18 \text{ м/с}$) и, как следствие, повышенные посадочные скорости ($V_{\text{упос}} = 4 \dots 6 \text{ м/с}$).

Определение $m_{\text{пред}}$ исходя из посадочных характеристик на режиме самовращения выполняется в такой последовательности. Для выбранных H_p , t , m в процессе моделирования находят оптимальный метод посад-

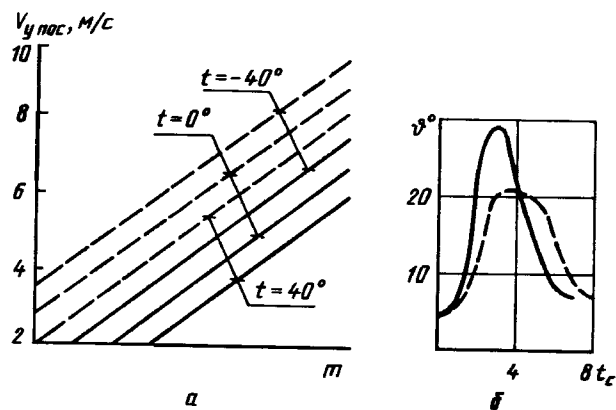


Рис. 4.10. Зависимость посадочной скорости на режиме самовращения от массы вертолета (а) и от изменения углов тангажа при посадке (б); $H_p = \text{const}$

ки, т. е. оптимальную скорость планирования и изменения углов тангажа и общего шага несущего винта. Если получающиеся $V_{у_{пос}}$, $V_{пос}$ велики, то моделирование повторяется с большими, чем принимались ранее, углами (с $\vartheta_{\max} = 25 \dots 30^\circ$ вместо $10 \dots 15^\circ$; с $\vartheta_{пос} = 15 \dots 20^\circ$ вместо $7 \dots 10^\circ$), с большими темпами увеличения ϑ и δ_0 . Такие посадки могут оказаться приемлемыми, так как поломки вертолета, безопасные для находящихся на борту лиц, допускаются. Это более сложные варианты посадки, так как у летчика уменьшается время на принятие решений и на исправление ошибок пилотирования. В результате моделирования строят график $V_{у_{пос}} = f(t, m, H_p)$. На рис. 4.10, а представлены $V_{у_{пос}}$ для двух показанных на рис. 4.10, б вариантов изменения ϑ во время посадочного маневра. По этим данным устанавливается предварительное значение $m_{пред} = f(t, H_p)$ (график типа рис. 4.9), уточняющееся в дальнейшем по результатам летных испытаний.

Итак, найдена совокупность зависимостей от t и H_p предельных масс, при которых удовлетворяется каждое из требований НЛГВ. По ним, выбрав категорию вертолета и маршрут полета, зная ожидаемые температуры наружного воздуха на всех участках траектории, находят предельные массы, при которых удовлетворяются все требования Норм. Наименьшее из полученных значений (с учетом выгоревшего топлива) является предельной взлетной массой. Когда в общих данных вертолета говорится об $m_{пред}$, соответствующей той или иной категории при некоторых t и H_p , то имеется в виду, что ЛП взлета и посадки находятся на одной высоте и на пути вертолета нет высоких препятствий. В общем же случае для данных H_p и t величину $m_{пред}$ определить нельзя.

4.2.1. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО УТОЧНЕНИЮ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Сертификация вертолета, т. е. признание соответствия вертолета Нормам, производится на основании результатов летных испытаний с привлечением данных расчетов и математического моделирования. Требуется, однако, чтобы расчеты и математическая модель были уточнены по результатам летных испытаний. Причинами несходимости могут быть как недостатки методов расчета, так и неверные исходные данные, взятые в расчет. Ниже изложены простейшие рекомендации по уточнению исходных данных.

Сходимость результатов моделирования с фактическими летными характеристиками вертолета в большой мере подтверждается сходимостью потребных для горизонтального полета мощностей $N_{г.п}$ натуре и модели. Поэтому нужно сравнить их зависимости $N_{г.п} = f(V, H_p, mg, \omega_n R, t)$ или, для сокращения числа независимых переменных, $N_{г.п пр} = f(V_{пр}, (mg)_{пр}, \omega_{н.пр} R)$ (см. рис. 4.7). Поясним, почему переход к приведенным параметрам приводят к сокращению числа независимых переменных. Если при разных физических параметрах у вертолета одинаковы $(mg)_{пр}$, $\omega_{н.пр} R$, $V_{пр}$, то у него одинаковы следующие безразмерные коэффициенты:

$$\begin{aligned} \bar{V} &= V / \omega_n R = V_{пр} / \omega_{н.пр} R; \\ M_0 &= \omega_n R / a = \omega_n R / a_0 \sqrt{T^\circ / T_0^\circ} = \omega_{н.пр} R / a_0; \\ t_{уан} &= 2mg / \rho_0 \Delta \sigma F (\omega_n R)^2 = \\ &= 2mg / \rho_0 (T_0^\circ p / T^\circ p_0) \sigma F (\omega_n R)^2 = \\ &= 2(mg)_{пр} / \rho_0 \sigma F (\omega_{н.пр} R)^2; \\ t_{хан} &= - \Sigma c_{xa} S \rho V^2 / \rho \sigma F (\omega_n R)^2 = \\ &= - \Sigma c_{xa} S V_{пр}^2 / \sigma F (\omega_{н.пр} R)^2 = \Sigma c_{xa} S \bar{V}_{пр}^2 / \sigma F. \end{aligned} \quad (4.8)$$

Здесь a_0 , ρ_0 , p_0 , T_0° — постоянные величины, соответствующие $H_p = 0$, $t = 15^\circ$. Из этих выражений видно, что пять физических величин $\bar{V}$, mg , ω_n , H_p , t можно представить как три приведенные величины $V_{пр}$, $(mg)_{пр}$, $\omega_{н.пр}$, умноженные на постоянные. Из выражений (4.8) видно также, что при равных $V_{пр}$, $(mg)_{пр}$, $\omega_{н.пр}$ равны четыре безразмерные коэффициента ($\bar{V}$, M_0 , $t_{уан}$, $t_{хан}$), следовательно, все остальные безразмерные коэффициенты несущего винта и вертолеты равны. Некоторая неточность в равенстве безразмерных коэффициентов (следовательно, в подобии режимов полета) получается из-за небольшого отличия в углах атаки планера. Дело в том, что на этих режимах при равной центровке вертолета могут оказаться неодинаковыми углы отклонения автомата

перекося δ_B , δ_K , так как они определяются не только аэродинамическими, но и инерционными моментами, входящими в m_{xH} , m_{zH} ; последние не пропорциональны $\rho(\omega_n R)^2$ или ρV^2 и будут разными на подобных режимах. Но расчеты показывают, что у вертолетов с небольшим крылом $c_{x\text{апл}}$ и $c_{y\text{апл}}$ меняются мало. Эта причина неполного подобия может быть устранена изменением центровки вертолета на таких режимах. Вторая причина неполного подобия — зависимость безразмерных коэффициентов несущего винта от безразмерных моментов инерции лопасти, в которые входит ρ . Однако, как показывают расчеты, при разных атмосферных условиях, но при одинаковых $V_{\text{пр}}$, $(mg)_{\text{пр}}$, $\omega_{\text{н.пр}}$, величина $N_{\text{г.п пр}}$ изменяется мало. Об этом же свидетельствует малый разброс экспериментальных точек у кривых $N_{\text{г.п пр}}$.

Физический смысл мощности вертолета в приведенных параметрах — это его мощность в стандартных условиях на уровне моря, но не при тех mg , V , $V_{\text{уг}}$, ω_n , с которыми моделировался или испытывался вертолет, а при других, равных $(mg)_{\text{пр}}$, $V_{\text{пр}}$, $V_{\text{уд.пр}}$, $\omega_{\text{н.пр}} R$.

Обратимся к экспериментальному определению приведенной потребной мощности. Методика летных испытаний описана в [1]. Она заключается в том, что измерения ведутся на высотах H_p , подобранных так, чтобы при фактической полетной массе вертолет имел постоянное значение приведенной массы: $p = p_0 mg / (mg)_{\text{пр}}$. На каждой скорости полета варьируется частота вращения несущего винта, так что в результате определяется $N_{\text{г.п пр}} = f(V_{\text{пр}}, \omega_{\text{н.пр}} R)$ при $(mg)_{\text{пр}} = \text{const}$. Эта методика проста и не требует пересчета к заданным условиям, если на вертолете можно изменять частоту вращения винта в широких пределах: $\sim 10\%$. Такой возможности нет, если это не предусмотрено конструкцией вертолета; обычно допустимо изменение ω_n на установившихся режимах полета в пределах 2 ... 4 %. В этом случае испытания должны проводиться в разные времена года, что, практически, создает большие трудности. Кроме того, могут быть использованы только полеты, выполненные специально, с изменением H_p . Поэтому нужно применять методику пересчета результатов испытаний, справедливую при большом отклонении фактических условий от заданных. При этом для построения сеток приведенных потребных мощностей можно использовать каждый замер на установившемся горизонтальном полете, пересчитывая $N_{\text{г.п экс}}$, полученную при $V_{\text{экс}}$, $(mg)_{\text{экс}}$, $\omega_{\text{н.экс}}$, $H_{\text{р экс}}$, $t_{\text{экс}}$ в $N_{\text{г.п пр}}$ при $V_{\text{пр.экс}}$ и некоторых заданных условиях: $(mg)_{\text{пр зад}}$, $\omega_{\text{н.пр зад}}$. Пересчет выполняется по формуле:

$$N_{\text{г.п пр.зад}} = N_{\text{г.п пр.экс}} + [N_{\text{г.п пр}}(V_{\text{пр.экс}}, (mg)_{\text{пр.зад}}, \omega_{\text{н.пр.зад}}) - N_{\text{г.п пр}}(V_{\text{пр.экс}}, (mg)_{\text{пр.экс}}, \omega_{\text{н.пр.экс}})] \quad (4.9)$$

Величины $N_{\text{г.п пр}}$, заключенные в квадратные скобки, — приведенные мощности при заданных и фактических условиях, полученные по

аэродинамическому расчету или частично скорректированным кривым $N_{\text{г.п пр}}$. Следовательно, поправка к экспериментальному значению $N_{\text{г.п пр}}$ определяется без использования частных производных $N_{\text{г.п}}^{mg}$ и $N_{\text{г.п}}^{\omega_n}$, т. е. без линеаризации зависимости $N_{\text{г.п}}$ от mg , ω_n . Поэтому пересчет справедлив при больших отличиях в $(mg)_{\text{пр}}$ и $\omega_{\text{н.пр}}$ (10 ... 15 %), и по одной экспериментальной точке можно найти $N_{\text{г.п пр}}$ для нескольких значений $(mg)_{\text{пр.зад}}$ и $\omega_{\text{н.пр.зад}}$.

Обычно на малых скоростях полета имеется очень мало экспериментальных точек, а для определения $V_{\text{мин}}$, $V_{\text{отр}}$, $V_{\text{без}}$ нужно знать $N_{\text{г.п пр}}$ в этом диапазоне скоростей. Здесь для уточнения $N_{\text{г.п}}$ можно применять формулу

$$N_{\text{г.п}V} = N_{\text{г.п}V_1} + [(N_{\text{инд}} + N_{\text{впр}})V - (N_{\text{инд}} + N_{\text{впр}})V_1]_{\text{расч}}, \quad (4.10)$$

где $N_{\text{г.п}V_1}$ — достоверно известная мощность на скорости V_1 , $N_{\text{г.п}V}$ — мощность на некоторой малой скорости V . Величины, заключенные в квадратную скобку, находятся по расчету при скоростях V_1 и нескольких V . В формуле (4.10) принято, что профильные потери винта на малых скоростях полета практически постоянны, а изменение мощности при переходе от V_1 к рассматриваемой V равно изменению индуктивных потерь и мощности, затрачиваемой на вредное сопротивление. Последние находятся по выражениям

$$N_{\text{инд}} = T v (1,07 f_1 + f_2) \Phi / B^2; \quad N_{\text{впр}} = N_{\text{впр}V_1} (V/V_1)^3,$$

где $v = v_{\text{вис}} \tilde{v}$. Кривые $\tilde{v} = f(\tilde{V})$ при $\tau_n = 0$ (см. рис. 3.37), следовательно, $v_{\text{пр}} = f(V_{\text{пр}})$ могут быть аппроксимированы зависимостями

$$\tilde{v} \cong 1,085 - 0,31 \tilde{V}; \quad v_{\text{пр}} \cong 2,17 \sqrt{m_{\text{пр}} / B^2 F} - 0,31 V_{\text{пр}}.$$

Эти зависимости справедливы для диапазона $0,3 < \tilde{V} < 2,0$, причем

$$\tilde{V} = V / 2 \sqrt{m / \Delta F B^2} = V_{\text{пр}} / 2 \sqrt{m_{\text{пр}} / F B^2} = 2 \tilde{V} / \sqrt{c_T / B^2},$$

следовательно, они справедливы для $\bar{V} \geq 0,15 \sqrt{c_T / B^2}$ и $\bar{V} \leq \sqrt{c_T / B^2}$. Напомним, что $T = G / K_{\text{обд}}$ и $m_{\text{пр}} = m p_0 T / T_0 p_n$. На $0 < \tilde{V} < 0,3$ можно принять $N \approx N_{\tilde{V}=0,3} \approx N_{\text{вис}}$.

Для определения минимальной скорости вертолета $V_{\text{мин}}$ выражение (4.10) может быть преобразовано к виду (если считать, что $N_{\text{впр}} = 0$ на $V = V_{\text{мин}}$):

$$V_{\text{мин пр}} = 2,17 \sqrt{\frac{m_{\text{пр}}}{F B^2}} - \frac{(N_{\text{епр}} - \varphi_{\text{пр}}) B^2 K_{\text{обд}} \xi}{0,31 (mg)_{\text{пр}} \Phi (1,07 f_1 + f_2)}, \quad (4.11)$$

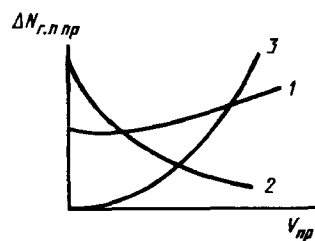


Рис. 4.11. Типы зависимостей $\Delta N_{Г.п пр}$ от скорости полета при $(mg)_{пр} = \text{const}$, $\omega_{н.пр} = \text{const}$.

где

$$\varphi_{пр} = [N_{Г.п пр} - N_{вр.пр} - (mg)_{пр} v_{пр} \times \\ \times (1,07f_1 + f_2) \Phi / \xi K_{обд} B^2] V_1.$$

Функция $\varphi_{пр}$ вычисляется в зависимости от $(mg)_{пр}$, $\omega_{н.пр}$, R по данным рис. 4.7 при $V = V_1$. Уравнение (4.11) решается подбором, так как величина $\xi K_{обд} / (1,07f_1 + f_2)$ зависит от $V_{мин}$.

Рекомендации по изменению исходных данных вертолета, взятых при аэродинамических расчетах и моделировании, определяются зависимостью от скорости полета требующейся для обеспечения сходимости поправки $\Delta N_{Г.п пр} = N_{Г.п пр экс} - N_{Г.п пр расч}$ (рис. 4.11). При зависимости 1 нужно изменить коэффициент профильного сопротивления лопастей на Δc_{xp} ; 2 — коэффициент B в формуле для определения индуктивной скорости несущего винта и коэффициент Φ/B^2 в формуле для индуктивной мощности; 3 — коэффициент вредного сопротивления вертолета на $\Delta c_{ха пл}$. Ожидаемый эффект от указанных изменений оценивается по формуле:

$$\Delta N_{Г.п пр} = \Delta c_{xp} (1 + 5\bar{V}^2) (\omega_{н.пр} R)^3 \sigma F / 64 \xi + \\ + \Delta \bar{c}_{ха пл} F V_{пр}^3 / 16 \xi + \Delta (\Phi/B^2) 2(mg)_{пр}^{3/2} (1,05f_1 + \\ + f_2) \bar{v} / \xi \sqrt{F}. \quad (4.12)$$

Реальными являются следующие значения поправок: $\Delta c_{xp} = +0,002 \dots -0,0005$; $\Delta \bar{c}_{ха пл} = +0,001 \dots 0,0005$; $\Delta (\Phi/B^2) = (0,1 \dots 0,4) \dots - (0,05 \dots 0,2)$. Данные по Δc_{xp} относятся к числам M_0 до $\sim 0,6$. Они могут в несколько раз увеличиваться при $M_0 = 0,7 \dots 0,75$. Меньшие числа $\Delta (\Phi/B^2)$ относятся к режиму висения, а большие — к максимальной скорости полета. Часто приходится корректировать также коэффициенты $K_{зем}$ и $K'_{зем}$, учитывающие влияние "земной подушки".

4.2.2. ВЫВОД ФОРМУЛ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СООТНОШЕНИЯ МЕЖДУ N , V_{yg} и $\dot{V}$

Выше, а также в разд. 4.3, для определения V_{yg} или суммы $V_{yg}/V + V/g$ используется формула

$$V_{yg}/V + \dot{V}/g = (N - N_{Г.п}) \eta_B / mgV. \quad (4.13)$$

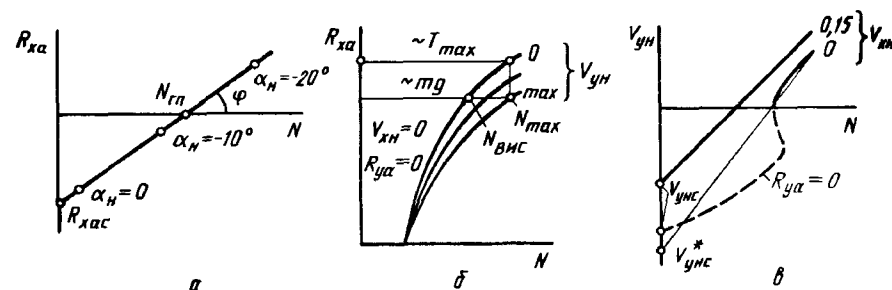


Рис. 4.12. Зависимость пропульсивной силы и вертикальной скорости от мощности несущего винта:

а — при $V_{хн} = \text{const}$, $R_{ya} = \text{const}$; б, в — при $V_{хн} = \text{const}$, $R_{ya} = \text{const}$

Эта сумма пропорциональна избыточной (относительно требующейся для установившегося горизонтального полета) пропульсивной силе вертолета: $R_{xa} = mg (V_{yg}/V + \dot{V}/g)$.

Для обоснования формулы (4.13) рассмотрим зависимость $R_{xa} = f(N)$ (рис. 4.12, а). Она относится к большим скоростям полета: $\bar{V} \gg 0,15$. На таких $\bar{V}$ при прямолинейном полете равновесие проекций сил на ось OY_a выражается условием: $R_{ya} = mg \cos \theta = mg V_{xg}/V \approx mg V_{хн}/V$. При этом выполняются соотношения $V_{хн} \gg V_{ун}$, $V_{хн} \approx V$, $\cos \theta \approx 1$, $R_{ya} \approx mg$. Поэтому зависимость $R_{xa} = f(N)$ строится при $V_{хн} = \text{const}$, $R_{ya} = \text{const}$.

Эта зависимость практически линейна, так как при изменении R_{xa} (или α) мощность изменяется в основном из-за составляющей $X_{a*н} V$ (см. выражение (1.103)). Линейность зависимости является обоснованием формулы (4.13). Угол φ характеризует интенсивность возрастания R_{xa} при увеличении N , поэтому пропульсивный КПД вертолета пропорционален величине $\text{tg } \varphi$:

$$\eta_B = \bar{V} \text{tg } \varphi. \quad (4.14)$$

На многих режимах полета у вертолета с малым крылом $\eta_B \approx \eta \approx 1,0$ [17]. Но в общем случае $\eta_B \neq 1$; можно показать, что η_B связан с η соотношением

$$\eta_B = \eta - [(\partial X_{ан} / \partial Y_{ан})(Y_{ан} - Y_{ан.г.п}) + \\ + (\partial X_{апл} / \partial \alpha_{пл})(\alpha_{н} - \alpha_{н.г.п})] V / (N - N_{Г.п}).$$

Формула (4.13) часто применяется без η_B , но это неверно. У вертолета с большим крылом при увеличении R_{xa} уменьшаются $\alpha_{кр}$ и $Y_{акр}$, следовательно, возрастают $Y_{ан}$ и $X_{ан}$; если несущий винт находится на околосрывном режиме, то $X_{ан}$ увеличивается резко, так что $\eta_B = 0,7 \dots 0,6$.

Зависимость $R_{xa} = f(N)$ и величина η_B находятся по данным аэро-

динамического расчета или летных испытаний вертолета. Для этого нужно при $V = \text{const}$ определить V_{yg} для нескольких значений N , найти $R_{xa} = mg V_{yg}/V$, построить зависимость $R_{xa} = f(N)$ и, линеаризовав ее, по углу φ посчитать η_B .

При вертикальном наборе высоты $V_{xh} \approx V_{xg} = 0$, $V_{yh} \approx V_{yg} \approx V_h$, $R_{xa} = m(\dot{V} + g) = -X_{ah} - X_{aпл} = T - X_{aпл}$. Аэродинамические характеристики вертолета при разных V_{yh} показаны на рис. 4.12, б. Их линеаризация в точке, соответствующей, например режиму висения, $R_{xa} = R_{xa \text{ вис}} + (\partial R_{xa}/\partial N)(N - N_{\text{вис}}) + (\partial R_{xa}/\partial V)V$, не приводит к удобным для расчета формулам. Но для ориентировочного определения V_{yg} при установившемся вертикальном наборе высоты находят применение формулы

$$V_{yg} = (N - N_{\text{вис}}) \eta_B / mg; \quad \eta_B = (\partial V_{yh} / \partial N) mg. \quad (4.15)$$

При вертикальном наборе высоты

$$N = (1,07 \Phi / B^2) T v + T V_{yh} + N_{\text{проф}};$$

$$v = -V_{yh}/2 + \sqrt{V_{yh}^2/4 + 4T/\Delta F B^2}.$$

Можно принять $T = \text{const}$ и $N_{\text{проф}} = \text{const}$, так что $\partial v / \partial V_{yh} = -1/2$; $\partial V_{yh} / \partial N = 1/T(1 - 1,07 \Phi / 2B^2)$;

$$\eta_B = 1/(1 - 1,07 \Phi / 2B^2). \quad (4.16)$$

Обычно у применяемых винтов $1,07 \Phi / 2B^2 \approx 0,57$, $\eta_B \approx 2,3$. Для идеального винта $\eta_B = 2$. Коэффициент η_B равен $\sim 2,0$, так как при вертикальном перемещении вертолета с небольшой V_{yh} изменение мощности $\Delta N \approx T(v - v_{\text{вис}}) \approx -TV_{yh}/2$ и

$$N = N_{\text{вис}} + TV_{yh}/2. \quad (4.17)$$

При использовании выражений (4.15) и приведенных данных о величине η_B нужно учитывать, что из-за нелинейности аэродинамических характеристик η_B уменьшается при увеличении V_{yg} . Так, при $V_{yg} = 5$ м/с η_B уменьшается на 5 ... 15 %, а при $V_{yg} = 10$ м/с — на 15 ... 30 %. При вертикальном снижении на режиме "вихревого кольца" нелинейность характеристик имеет особенности, так что применение формул (4.15) невозможно.

На относительных скоростях $0 < \bar{V} < 0,15$ КПД уменьшается от $\sim 2,0$ до $\sim 1,0$. На $\bar{V} = 0,05$ $\eta_B \approx 1,5$.

Для уменьшения объема расчетов и летных испытаний можно принять, что η_B зависит, в основном, от t_{ya} и $\bar{V}$, поэтому, получив из испытаний эту зависимость, пользоваться ею при разных $m, H_p, t, \omega_n R$.

Из выражений (4.15) и рис. 4.12 можно получить

$$\begin{aligned} \eta_B &= \frac{R_{xa} V}{N - N_{\Gamma.п}} = -\frac{R_{xa} c V}{N_{\Gamma.п}} = \frac{mg(V_{yg} + V \dot{V}/g - V_{yg}^* c)}{N} = \\ &= -\frac{mg V_{yg}^* c}{N_{\Gamma.п}}. \end{aligned} \quad (4.18)$$

В таком виде формулы могут быть использованы при любых V , включая режим висения и вертикальный набор высоты, но на малых скоростях из-за нелинейности кривых $R_{xa} = f(N)$ точность расчетов уменьшается. На больших скоростях, когда $V_{yg}^* c = -V/K_B$, эта формула совпадает с известным выражением из [17] (K_B — качество вертолета):

$$N = \frac{mg V}{\eta_B} \left(\frac{1}{K_B} + \frac{V_{yg}}{V} + \frac{\dot{V}}{g} \right).$$

Мощность несущего винта (кВт) на всех скоростях полета можно определить с использованием понятия об относительном КПД несущего винта η_0 :

$$N = \frac{1}{\eta_0} \left(\frac{T^{3/2} \tilde{v}}{23,4 D \sqrt{\Delta}} - \frac{X_{a*h} V_h}{1000} \right),$$

где η_0 — отношение идеальной к фактически затрачиваемой мощности.

$$\eta_0 = N_{ид}/N,$$

причем $N_{ид} = R_h v_h - X_{a*h} V_h \approx T v_{\text{вис}} \tilde{v} - X_{a*h} V_h = 2T^{3/2} v / \sqrt{\Delta F} - X_{a*h} V_h$.

Приведем ориентировочные значения η_0 на разных скоростях при горизонтальном полете ($t_h \approx 0,18$, $M_0 = 0,65$, $\Sigma c_{xa} S_{\Phi} / F = 0,01$, $\sigma = 0,12$); $V = 0$, $\eta_0 = 0,71$; $\bar{V}_h = 0,18$, $\eta_0 = 0,52$; $\bar{V}_h = 0,32$, $\eta_0 = 0,43$.

При вертикальном наборе высоты зависимость R_{xa} от V_{yh} при $N = \text{const}$ ближе к линейной, чем зависимость N от V_{yh} при $R_{xa} = \text{const}$. Поэтому V_{yh} более точно можно определить, не используя η_B (т. е. не по формуле (4.15)), а по выражению

$$V_{yh} = (R_{xa} - R_{xa \text{ вис}}) \frac{\partial V_{yh}}{\partial R_{xa}} \approx (T - mg) \frac{\partial V_{yh}}{\partial T}. \quad (4.19)$$

Производная $\partial V_{yh} / \partial T$ в безразмерном виде равна $\partial \bar{V}_{yh} / \partial c_T = 20$ при $\sigma = 0,055$ и 14 при $\sigma = 0,11$.

4.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА НА МАЛЫХ ВЫСОТАХ (ЗОНЫ $H - V$)

При некоторых сочетаниях скорости и высоты полета в случае отказа одного двигателя вертолет не может совершить посадку с допустимыми значениями $V_{\text{упос}}$ и $V_{\text{пос}}$. Так, при малых скоростях полета от $V = 0$ до $V = 40 \dots 100$ км/ч есть интервал высот, в котором за время снижения успевает развиться большая вертикальная скорость и вертолет приземляется с большей, чем допустимая, $V_{\text{упос}}$. Эти сочетания H и V образуют, так называемую, левую зону $H - V$ (рис. 4.13).

При отказе двигателя в интервале скоростей от $V_{\text{н.н}}$ до $V_{\text{н.н}} - (60 \dots 100)$ км/ч при высотах полета менее 10 ... 25 м невозможно успеть предпосадочным маневром намного уменьшить скорость полета, и вертолет может столкнуться с землей с недопустимо большой скоростью. Таким образом, у вертолетов есть также правая зона опасных сочетаний $H - V$ (рис. 4.13).

При отказе двигателей на скоростях от $V_{\text{н.н}}$ до V_{max} торможение вертолета сопровождается набором высоты. Поэтому даже при малой высоте полета (~ 10 м) с отказавшим двигателем можно достичь сочетания высоты и скорости, при которых посадка выполняется с допустимыми $V_{\text{упос}}$, $V_{\text{пос}}$. Однако потеря высоты 2 ... 5 м происходит сразу после отказа двигателя еще до перевода вертолета в торможение.

Для определения границ зоны $H - V$ нужно смоделировать посадки вертолета с отказавшим двигателем. В качестве исходного режима выбирается установившийся горизонтальный полет. Практика моделирования показала, что с требуемой для определения границ точностью можно принять, что они не зависят от того, происходил ли на данных H и V набор высоты или горизонтальный полет. Это существенно сокращает необходимый объем моделирования и упрощает информацию, выдаваемую летчиком. Установившийся горизонтальный полет в качестве исходного режима удобен также потому, что при нем обеспечивается точное совпадение исходных режимов при повторных реализациях посадок.

Размер зон $H - V$ зависит от сочетания параметров m , H_p , t и величины максимальной чрезвычайной мощности двигателей $N_{\text{ч1}}$, также зависящей от H_p , t . Чтобы сократить объем информации о зонах, целесообразно найти 3 ... 4 сочетания m , H_p , t , при которых зоны одинаковы (рис. 4.14). Зависимость массы от H_p , t для каждого i -го сочетания аналогична показанной на рис. 4.9. Можно принять, что i -е сочетание определяется по признаку постоянства минимальной скорости горизонтального полета при мощности $N = K(n_{\text{дв}} - 1)N_{\text{ч1}}$. Например, можно принять: $V_{\text{min}} = 50$ км/ч; — для определения меньшей массы $K = 1$, средней массы — $K \cong 1,4$, большей массы — $K \cong 1,8$. Величины K выбираются так, чтоб охватить весь диапазон изменения взлетных масс при данных H_p , t . При таком подходе в определяющем размер зоны $H - V$ диапазоне малых скоростей (от $V = 0$ до $V \cong V_{\text{max л.з}} \cong 2V_{\text{min}}$) у вертолета

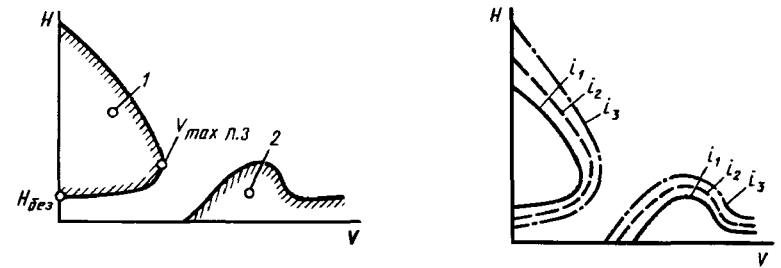


Рис. 4.13. Предельные скорости полета (зоны $H - V$):

1 — левая зона: $V_{\text{упос}} > V_{\text{упос доп}}$; 2 — правая зона: $V_{\text{пос}} > V_{\text{пос доп}}$

Рис. 4.14. Зависимость размера зоны $H - V$ от i -го сочетания m , H_p , t

будут близкие значения избыточной мощности, следовательно, сходные траектории и размеры зон $H - V$.

В качестве другого варианта для определения сочетаний m , H_p , t , при которых одинаковы размеры зоны $H - V$, можно принять постоянство средней вертикальной скорости снижения вертолета в диапазоне малых скоростей полета. При этом для каждого сочетания при всех H_p , t масса вертолета находится из условия

$$V_{\text{ycp}} \cong (V_{\text{ycp } V=0} + V_{\text{ycp } V_1})/2 = \{ [N_{\text{ч1}}(n_{\text{дв}} - 1) - N_{\text{вис}}](\xi\eta_{\text{в}})_{V=0} + [N_{\text{ч1}}(n_{\text{дв}} - 1) - N_{\text{г.п } V_1}](\xi\eta_{\text{в}})_{V_1} \} / 2mg = \text{const},$$

где V_1 — характерная для зон $H - V$ рассматриваемого вертолета большая скорость полета ($V_1 \cong V_{\text{max л.з}}$). Если принять, что $(\xi\eta_{\text{в}})_{V=0} = 1,6$, а $(\xi\eta_{\text{в}})_{V_1} = 0,85$, то получим

$$mg = (1,22N_{\text{ч1}}(n_{\text{дв}} - 1) - 0,8N_{\text{вис}} - 0,42N_{\text{г.п } V_1})/C.$$

Чтобы получить 3 ... 4 сочетания величин m , H_p , t , нужно задаться 3 ... 4 значениями постоянной C . Оба описанных выше варианта определения сочетаний m , H_p , t приближенны, поэтому зоны нужно построить для нескольких точек из каждого сочетания и их огибающую считать зоной для данного сочетания. Поясним, наконец, почему для зон $H - V$ требуется находить новые сочетания m , H_p , t , а нельзя использовать ранее найденные. На рис. 4.15 показан график потребной и располагаемой мощностей вертолета при $m = \text{const}$, $H_p = \text{const}$ и двух температурах наружного воздуха, при которых условие $V_{\text{ycp}} = 0$ выполняется. Видно, что $N_{\text{г.п min}}$ увеличивается при низких температурах, а $N_{\text{вис}}$ — уменьшается. Поэтому при условии $V_{\text{ycp}} = 0$, т. е. при $N_{\text{расп}} = N_{\text{г.п min}}$, недостаток мощности, обозначенный штриховкой на рис. 4.15, при положительных тем-

пературах намного больше, чем при отрицательных. Очевидно, что зоны $H - V$ при положительных температурах будут шире, чем при отрицательных, следовательно, эти сочетания не соответствуют одинаковым размерам зон.

Перейдем к описанию последовательности определения размеров зон при данных m, H_p, t . Для некоторой скорости установившегося горизонтального полета V_0 на высоте H имитируется отказ двигателя и выполняется посадка, причем находится оптимальная методика посадки, отвечающая требованию: $V_{\text{упос}} \leq V_{\text{упос.доп}}$ при минимально возможной $V_{\text{пос}}$. Выбранная методика посадки должна быть воспроизводимой, т. е. получаться не только при удачных реализациях, но при всех, близких к выбранной. Затем при этой же V_0 имитируется отказ на других высотах, и также определяются $V_{\text{пос}}$. Зависимости $V_{\text{пос}} = f(H)$ для нескольких V_0 показаны для примера на рис. 4.16. При отказе двигателя на H до 3 ... 5 м посадка происходит с $V_{\text{пос}} = V_0$, $V_{\text{упос}} < V_{\text{упос.доп}}$. При $V_0 = 0 \dots 60$ км/ч на некоторых высотах $V_{\text{упос}} = V_{\text{упос.доп}}$, а при дальнейшем увеличении H $V_{\text{упос}} > V_{\text{упос.доп}}$ при любой $V_{\text{пос}}$. Эти высоты образуют нижнюю границу левой зоны $H - V$. При начальных скоростях $V_0 > 60$ км/ч возможна посадка с $V_{\text{упос.доп}}$ в случае отказа двигателя на любой высоте. Эти V_0 больше максимальной скорости левой зоны $V_{\text{max л.з}}$. Начиная с высот 20 ... 30 м, при этих начальных скоростях посадочная скорость одинакова. По этой посадочной скорости устанавливается $V_{\text{пос.доп}}$. В нашем примере $V_{\text{пос.доп}} = 45$ км/ч (вертолет 2-й категории). Прямая, соответствующая $V_0 = 45$ км/ч, пересекает на малых высотах кривые для $V_0 = 45$ км/ч. Точки пересечения соответствуют высотам, ниже которых $V_{\text{пос min}} > V_{\text{пос доп}}$; они образуют границу

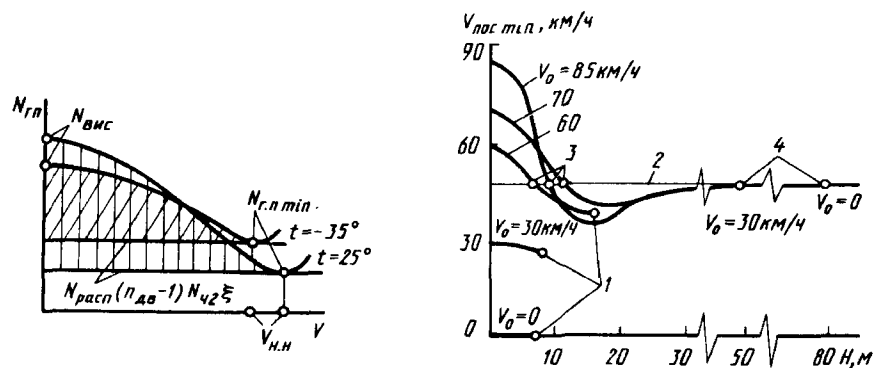


Рис. 4.15. Потребные и располагаемые мощности при $V_{yg} = 0$

Рис. 4.16. Зависимость минимальных посадочных скоростей вертолета от высоты отказа двигателя и начальной скорости:

1 — точки нижней границы левой зоны $H - V$: $V_{\text{упос}} = V_{\text{упос.доп}}$; 2 — допустимая посадочная скорость; 3 — точки границы правой зоны $H - V$: $V_{\text{пос}} = V_{\text{пос.доп}}$; 4 — точки верхней границы левой зоны

правой зоны $H - V$. Отметим, что наименьшая посадочная скорость оказывается при отказе двигателя на высоте ~ 10 м и начальной скорости 85 км/ч.

Точки верхней границы левой зоны определяются как минимальные высоты, с которых при отказе двигателя можно, разгоняя вертолет, вывести его на сочетание V, H, V_{yg} , при котором возможна посадка с допустимыми значениями $V_{\text{упос}}$ и $V_{\text{пос}}$. Эти высоты для $V_0 = 30$ км/ч и $V_0 = 0$ также показаны на рис. 4.16: 50 м и 80 м. Верхняя граница левой зоны зависит от того, насколько интенсивно выполняется разгон вертолета. Например, на режиме висения высота верхней границы равна 150 м при разгоне с углом тангажа $\vartheta = -8^\circ$, и 80 м при разгоне с $\vartheta = -15^\circ$.

Потеря высоты при переходе на горизонтальный полет после отказа одного двигателя

Размеры зон $H - V$ определяют сочетания H и V , при которых в случае отказа одного двигателя возможна или невозможна посадка с допустимыми скоростями. Но если полет вертолетов высшей и первой категорий происходит не над ЛП, то после отказа двигателя они должны обязательно долететь и приземлиться на ЛП. Для этого необходимо перейти на скорость, на которой возможен длительный (не менее 30 мин) горизонтальный полет. При отказе на $V > V_{\text{н.н}}$ нужно уменьшить скорость, в результате происходит подъем вертолета, поэтому нет необходимости иметь запас высоты (потеря высоты до начала торможения учтена при определении верхней границы правой зоны $H - V$, так что при полетах вне зоны $H - V$ переход в горизонтальный полет возможен). Если же отказ двигателя произошел на малой скорости полета, то требуется разогнать вертолет, что связано с потерей высоты. Кривые $H_{\text{min}} = f(V_{\text{отк}})$ для масс, соответствующих N_{q1} , находятся в результате моделирования. Может оказаться, что при полетах выше верхней границы левой зоны $H - V$ есть диапазон скоростей $[0 \dots (30 \dots 60) \text{ км/ч}]$, в котором при отказе двигателя переход в горизонтальный полет невозможен.

4.3.1. МЕТОДЫ РАСЧЕТА БЕЗОПАСНОЙ ВЫСОТЫ ВИСЕНИЯ

Безопасной высотой висения $H_{\text{без}}$ называется максимальная высота (над площадкой), при которой, в случае отказа одного двигателя на режиме висения, возможна посадка с допустимой вертикальной скоростью приземления (см. рис. 4.13). Определение $H_{\text{без}}$ важно для вертолетов, часто применяющихся на режиме висения, например перевозящих грузы на внешней подвеске. Возможны случаи, когда размеры зон $H - V$ не определены, а $H_{\text{без}}$ необходимо знать. Поэтому ниже изложены методы определения $H_{\text{без}}$.

Метод численного интегрирования

Так как снижение по вертикали и посадка происходит при постоянном значении V_{xg} ($V_{xg} = 0$), то выбор методики пилотирования сводится к выбору управления только углом установки несущего винта. Можно ограничиться решением двух уравнений движения: снижения вертолета и изменения частоты вращения несущего винта. Это упрощает задачу. Тем не менее требуется большая затрата времени, чтобы найти вариант, по которому получается $H_{\max}$ при допустимой $V_{\text{упос}}$. Поэтому опишем более эффективный, но менее точный метод. Эффективность метода достигается следующими приемами. 1. Чтобы $V_{\text{упос}} = V_{\text{упос, доп}}$, расчет ведется не от момента отказа двигателя до посадки, а, наоборот, от посадки, когда известна $V_{\text{упос}}$, до момента отказа двигателя, т. е. снизу вверх (здесь и ниже вертикальную скорость снижения будем обозначать V_y , опустив индекс g). 2. В момент посадки V_y должна быть минимальной, следовательно, $dV_y/dt \approx 0$ и $T/mg \approx 1,0$. Это условие используется при определении частоты вращения несущего винта в момент посадки $n_{\text{н пос}}$. 3. При отказе двигателя на высотах более ~ 5 м, как показывают эксперименты, летчик уменьшает угол установки несущего винта, после чего темп падения частоты вращения несущего винта резко уменьшается, и через 1,2 ... 1,5 с после отказа окружная скорость несущего винта приблизительно постоянна (обозначим ее $(\omega_n R)_1$). В это время вертикальная скорость снижения $V_y = -1,5 \dots 2,0$ м/с, потеря высоты 0,5 ... 1 м. Так как точность в определении $H_{\text{без}}$, равная 1 ... 2 м, достаточна, то начальный участок снижения, существенно усложняющий расчет (за это время происходит первоначальное уменьшение частоты вращения винта, уменьшение угла установки, увеличение мощности работающего двигателя), можно не рассматривать.

Таким образом, нужно найти высоту, на которой $V_y = -1,5$ м/с и $(\omega_n R) = (\omega_n R)_1$. Эта высота, увеличенная на 0,5 м, является $H_{\text{без}}$, а к расчетному времени снижения нужно прибавить 1,5 с. Приведем формулы, по которым выполняется расчет снижения вертолета. Изменение вертикальной скорости V_y в течение интервала времени Δt находится по выражению

$$V_{y2} = V_{y1} - g(T_{\Sigma}/G - 1)\Delta t, \quad (4.20)$$

где T_{Σ} — подъемная сила вертолета в середине рассматриваемого интервала (при вертикальном снижении $T_{\Sigma} = -R_{xa}$). Коэффициент тяги несущего винта определяется в зависимости от коэффициента крутящего момента несущего винта $m_{\text{к.н}}$ и безразмерной скорости снижения $\bar{V}_y$ по формуле

$$t_n = (m_{\text{к.н}} - m_{\text{проф}}) B^2 / (\Phi \bar{V} + \bar{V}_y). \quad (4.21)$$

Коэффициент $m_{\text{к.н}}$ зависит от мощности двигателя и изменения угловой скорости несущего винта:

$$m_{\text{к.н}} = \frac{2000 N_e \xi}{\rho \sigma F (\omega_n R)^3} + \frac{2 I \omega}{\rho \sigma F R} \frac{d \omega_n}{dt} \frac{1}{\omega_n^2} =$$

$$= m_{\text{к.дв}} \xi + \bar{I} \omega \frac{\dot{\omega}_n}{\omega_n^2}. \quad (4.22)$$

Мощность двигателя N_e (кВт) определяется с учетом влияния на нее частоты вращения свободной турбины. Обозначив мощность при номинальном значении n_n индексом "0", найдем $N_e = N_{e0} K_{\text{дв}}$:

$n_n/n_{n, \text{ном}} \dots$	1,0	0,9	0,8	0,7
$K_{\text{дв}} \dots \dots \dots$	1,0	0,98	0,925	0,835

Коэффициент профильных потерь несущего винта $m_{\text{проф}}$ при снижении вертолета принимается равным его значению на режиме висения и находится в зависимости от t_n и числа M_0 (или $\omega_{\text{н.пр}} R$). Средняя по площади несущего винта безразмерная индуктивная скорость $\bar{v}$ определяется с помощью графика, связывающего коэффициенты скоростей $\bar{v}$ и $\bar{V}_n$ при $\tau_n = 90^\circ$ (см. рис. 3.37). В зоне влияния "земной подушки" индуктивная скорость уменьшается, поэтому в формулу для определения $\bar{v}$ введен коэффициент $K'_{\text{зем}}$:

$$\bar{v} = \bar{v}_{\text{вис}} \bar{V}_n K'_{\text{зем}}.$$

Подъемная сила аппарата с учетом сопротивления фюзеляжа, обдуваемого винтом,

$$T_{\Sigma} = T K_{\text{обд}} = K_{\text{обд}} \rho \sigma F (\omega_n R)^2 t_n / 2, \quad (4.23)$$

где $K_{\text{обд}} = 0,99 \dots 0,97$; $K_{\text{обд}} < 1$, так как средняя скорость обдувки фюзеляжа несущим винтом больше скорости снижения и сила сопротивления фюзеляжа направлена вниз. Наконец, углы установки винта вычисляются по следующей формуле:

$$\delta_0 = 3 t_n / a_{\infty} B^3 + 3(\bar{v} + \bar{V}_y) / 2B + \kappa a_0 - \alpha_0 =$$

$$= (0,55 + 0,8 \kappa \bar{I}_r) t_n + 1,53 (\bar{v} + \bar{V}_y) - \alpha_0. \quad (4.24)$$

Здесь α_0 — угол нулевой подъемной силы профиля лопасти. Может быть использован экспериментальный метод определения $K'_{\text{зем}}$: при висении вертолета на разных высотах в пределах влияния "земной подушки" по формуле (4.24) находить v (δ_0 , t_n , a_0 известны), а затем $K'_{\text{зем}}$ ($v_{\text{вис}}$ определяется по формуле (4.24) при $\delta_0 = \delta_{0 \text{ вис}}$ или по (1.25), положив $R_n = T$ и $v_{R \text{ вис}} = v_{\text{вис}}$).

При снижении высоты влияние "земной подушки" уменьшается, следовательно, $K'_{зем}$ увеличивается

$$K'_{зем} \approx (1 + K'_{зем.вис})/2.$$

$K'_{зем}$ на режиме висения меньше, чем при снижении. Сравнение расчетов с экспериментами показало, что угол установки несущего винта при "подрыве" в расчетах можно принять больше фактического на $1 \dots 1,3^\circ$.

Приведенные формулы используются, как сказано выше, для расчета снижения в обратной последовательности, снизу вверх. Заданной величиной является $V_{у.пос.}$. В начальный момент (посадка вертолета) ω_H и $d\omega_H/dt$ находят из системы уравнений (4.20) ... (4.24) при $T_\Sigma = mg$ и $\delta_0 = \delta_{0\max}$. Если $\omega_{H.пос} < \omega_{H.доп}$, то T_Σ увеличивают так, чтобы $\omega_{H.пос} = \omega_{H.доп}$; следовательно, в момент посадки $T_\Sigma > mg$. Отметим, что величина $\delta_{0\max}$ практически однозначно определяет коэффициент тяги несущего винта в момент посадки. Например, у винта с $\sigma = 0,077$ при $\delta_0 = 15^\circ$ $t_H = 0,25$, а при $\delta_0 = 17,5^\circ$ $t_H = 0,29$; как видно, и при большом δ_0 еще не реализуется максимально возможный t_H , который при малой $\omega_H R$ равен $\sim 0,35$.

Для отыскания $H_{без}$ варьируется зависимость ускорения несущего винта от времени. Однако $\omega_H R$ должно удовлетворять нескольким условиям, так что возможны только два-три варианта. Перечислим эти условия: участок перед приземлением ($t = 1 \text{ с} \dots 0$ на рис. 4.17) выбирается так, чтобы в течение ~ 1 с угол установки несущего винта был равен максимальному значению; на участке "подрыва" ($t = 3 \dots 2$ с) $\omega_H R$ должна соответствовать допустимой скорости изменения δ_0 ($d\delta_0/dt = 5 \dots 10^\circ/\text{с}$); $\int_t \dot{\omega}_H R dt = (\omega_H R)_1 - (\omega_H R)_{пос.}$. Окружная скорость $(\omega_H R)_1 \cong (\omega_H R)_{вис} - (10 \dots 15) \text{ м/с}$; она может быть также определена в зависимости от замедления несущего винта в момент отказа двигателя $(\omega_H R)_1 \cong (\omega_H R)_{вис} - 700 (N_{дв.вис} - N_{дв.ч1}) \xi R^2 / I_\omega (\omega_H R)_{вис}$. Эти рекомендации относятся к случаю, когда после отказа двигателя летчик уменьшает угол установки с запаздыванием $\sim 0,5$ с. На рис. 4.17

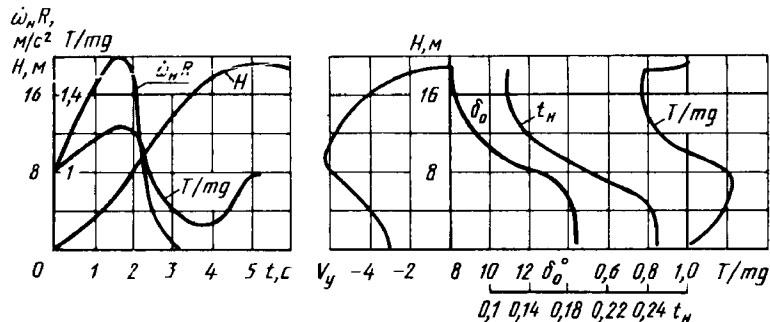


Рис. 4.17. Изменение параметров вертолета при вертикальной посадке с отказавшим двигателем

показан график типичного задания $\dot{\omega}_H R$ и результаты расчета снижения вертолета в виде зависимостей $H = f(t)$; $T/mg = f(t)$; $T/mg = f(H)$; $V_y = f(H)$; $\delta_0 = f(H)$, $t_H = f(H)$. В этом примере $H_{без} = 19$ м. Из-за возможности попасть при снижении на режим "вихревого кольца" рекомендуется не использовать варианты расчетов, в которых $|V_y|$ превосходит $\sim 5 \text{ м/с}$.

Энергетический метод

При необходимости выполнить расчеты для многих сочетаний m , H_p , t целесообразно применить вместе с описанным выше методом другой, энергетический. Для этого по результатам расчетов нескольких вариантов посадок (выполненных численным интегрированием) определяются функции $t_{сн} = f(H_{без})$ и $i = i(H_{без})$, с помощью которых энергетическим методом весьма просто находится $H_{без}$ для многих m , H_p , t (здесь $t_{сн}$ — время снижения вертолета; i — функция, определяющая индуктивные потери винта, см. (4.38)).

Применим теорему об изменении кинетической энергии тела к вертолету в целом. Время, за которое изменяются скорости вертолета, значительно больше времени одного оборота несущего винта, поэтому секундную работу аэродинамических сил всех лопастей можно определить как среднюю за один оборот работу одной лопасти, умноженную на число лопастей:

$$A_{ан} = \frac{k_{л}}{2\pi} \int_0^{2\pi} A_a^\psi d\psi = -N_{проф} - N_{инд}. \quad (4.25)$$

Внешними силами и моментами, действующими на вертолет, являются $X_{апл}$, $Y_{апл}$, $M_{zпл}$, mg (для простоты рассмотрено плоское движение) (рис. 4.18). Секундная работа этих сил и моментов равна $-X_{апл} V + M_{zпл} \omega_z - mg V_{yg}$. Учитывая мощность двигателя, согласно теореме об изменении кинетической энергии получим

$$m \frac{V_2^2 - V_1^2}{2} + mg(H_2 - H_1) + I_z \frac{\omega_{z2}^2 - \omega_{z1}^2}{2} + I_\omega \frac{\omega_{H2}^2 - \omega_{H1}^2}{2} = \int_{t_1}^{t_2} (N_e \xi - N_{проф} - N_{инд} + X_{апл} V + M_{zпл} \omega_z) dt. \quad (4.26)$$

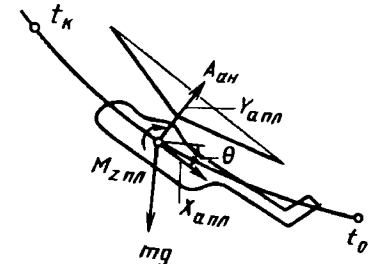


Рис. 4.18. К изменению кинетической энергии вертолета

Нетрудно убедиться в справедливости уравнения (4.26). Для этого подставим в подынтегральную функцию выражение, следующее из (1.103):

$$N_e \xi = N + I_\omega \omega_H \frac{d\omega_H}{dt} = N_{\text{инд}} + N_{\text{проф}} - X_{a*H} V_H + M_{zH} \omega_{zH} + I_\omega \omega_H \frac{d\omega_H}{dt} \quad (4.27)$$

Полагая $V_H = V$, $X_{a*H} = X_{aH}$, $\omega_{zH} = \omega_z$ и используя уравнения движения вертолета и вращения несущего винта

$$m \frac{dV}{dt} = -X_{aH} - X_{a\text{пл}} - mg \sin \theta;$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_{zH} + M_{z\text{пл}}; \quad I_\omega \omega_H \frac{d\omega_H}{dt} = N_e \xi - N,$$

найдем, что подынтегральная функция приобретает вид

$$-(X_{aH} + X_{a\text{пл}}) V + (M_{zH} + M_{z\text{пл}}) \omega_z + I_\omega \omega_H \frac{d\omega_H}{dt} =$$

$$= mV \frac{dV}{dt} + mgV \sin \theta + I_z \omega_z \frac{d\omega_z}{dt} + I_\omega \omega_H \frac{d\omega_H}{dt}.$$

Очевидно, что уравнение (4.26) справедливо, так как

$$\int_{t_1}^{t_2} (mV \frac{dV}{dt} + mgV_y + I_z \omega_z \frac{d\omega_z}{dt} + I_\omega \omega_H \frac{d\omega_H}{dt}) dt =$$

$$= m \frac{V_2^2 - V_1^2}{2} + mg(H_2 - H_1) + I_z \frac{\omega_{z2}^2 - \omega_{z1}^2}{2} +$$

$$+ I_\omega \frac{\omega_{H2}^2 - \omega_{H1}^2}{2}.$$

Выражение (4.26) упрощает расчеты тогда, когда можно достаточно точно провести вычисление подынтегральной функции по времени и ее интегрирование. Для этого нужно суметь определить среднюю на рассматриваемой траектории величину подынтегральной функции и времени маневра. Ниже это сделано для случая вертикального снижения вертолета, $\omega_z = 0$.

Определим взаимосвязь среднего значения тяги винта и высоты сни-

жения. Для этого вновь обратимся к теореме об изменении кинетической энергии, записанной в виде

$$m \frac{V_2^2 - V_1^2}{2} = - \int_s (R_{xa} + mg \sin \theta) ds =$$

$$= - \int_s (X_{aH} - X_{a\text{пл}}) ds - mg(H_2 - H_1). \quad (4.28)$$

При вертикальном снижении $X_{aH} + X_{a\text{пл}} = TK_{\text{обд}}$; $ds = -dH$, следовательно,

$$m \frac{V_{y2}^2 - V_{y1}^2}{2} = \int_H TK_{\text{обд}} dH - mg(H_2 - H_1) =$$

$$= (mg - T_{\text{ср}} K_{\text{обд}})(H_1 - H_2).$$

При снижении до посадки $H_2 = 0$, $H_1 = H$, так что

$$H = (V_{y2}^2 - V_{y1}^2)/2g(1 - T_{\text{ср}} K_{\text{обд}}/mg) = a/(1 - \bar{T}_{\text{ср}}), \quad (4.29)$$

где

$$a = (V_{y2}^2 - V_{y1}^2)/2g; \quad \bar{T}_{\text{ср}} = T_{\text{ср}} K_{\text{обд}}/G. \quad (4.30)$$

Из уравнения (4.29) видно, что если в процессе снижения скорость изменилась от V_{y1} до V_{y2} , то H и $\bar{T}_{\text{ср}}$ однозначно связаны между собой. Но время снижения и изменение V_y в процессе снижения зависит от характера изменения $\bar{T}$ во время снижения. При вертикальном снижении вертолета после отказа двигателя характерны показанные на рис. 4.17 изменения $\bar{T}$ и V_y по H . Сначала $\bar{T}$ уменьшается (снижается частота вращения и летчик сбрасывает шаг винта), затем ($H = 18 \dots 13$ м) следует участок $\bar{T} \approx \text{const}$ (равноускоренное снижение), а в процессе предпосадочного увеличения угла установки $\bar{T}$ возрастает. При таком изменении $\bar{T}$ время снижения меньше, чем было бы при $\bar{T} = \bar{T}_{\text{ср}}$ на всех высотах.

График, связывающий $\bar{T}_{\text{ср}}$ и H при посадочной скорости $V_{y2} = -3$ м/с и $V_{y1} = -1,5$ м/с ($a = 0,344$ м), показан на рис. 4.19. Чтобы приземлиться с $V_{\text{упос}} = 3$ м/с с высоты 4 ... 5 м средний недостаток тяги винта не должен превышать 7 ... 8 %, а с высот 10 ... 15 м – всего 3,5 ... 2,5 %.

Время снижения практически линейно зависит от H :

$$t_{\text{сн}} = t_0 + t^H H. \quad (4.31)$$

Напомним, что полное время снижения (от момента отказа двигателя) $t \approx t_{\text{сн}} + 1,5$ с.

Обратимся к взаимосвязи средних значений тяги и мощности несущего

щего винта при вертикальном снижении. Так как $T = X_{aH}$ и $V = -V_y$, то выражение (4.27) принимает вид

$$TV_y = N_e \xi - N_{\text{инд}} - N_{\text{проф}} - I_\omega \omega_H \frac{d\omega_H}{dt}. \quad (4.32)$$

Определим $T_{\text{ср}}$ из выражения

$$T_{\text{ср}} = \int_{t_1}^{t_2} TV_y dt / \int_{t_1}^{t_2} V_y dt = \frac{1}{H_2 - H_1} \int_{t_1}^{t_2} (N_e \xi - N_{\text{инд}} - N_{\text{проф}}) dt - I_\omega \int_{t_1}^{t_2} \omega_H d\omega_H,$$

откуда

$$T_{\text{ср}}(H_2 - H_1) = (N_{e\text{ср}} \xi - N_{\text{инд.ср}} - N_{\text{проф.ср}}) t_{\text{сн}} - I_\omega (\omega_2^2 - \omega_1^2) / 2. \quad (4.33)$$

Отметим, что при снижении правая часть уравнения (4.33) и разность $H_2 - H_1$ отрицательны, а $T_{\text{ср}} > 0$. При снижении до посадки

$$-T_{\text{ср}}H = (N_{e\text{ср}} \xi - N_{\text{инд.ср}} - N_{\text{проф.ср}}) t_{\text{сн}} - I_\omega (\omega_{H_2}^2 - \omega_{H_1}^2) / 2. \quad (4.34)$$

Введя обозначения

$$\begin{aligned} b &= (N_{e\text{ср}} \xi - N_{\text{инд.ср}} - N_{\text{проф.ср}}) / mg = \\ &= b_{\text{дв}} - b_{\text{инд}} - b_{\text{проф}} = b_{\text{дв}} - b_{\text{потер}}; \\ c &= I_\omega K_{\text{обд}} (\omega_{H_1}^2 - \omega_{H_2}^2) / 2mg_2, \end{aligned} \quad (4.35)$$

получим соотношение, следующее из аэродинамики несущего винта:

$$-\bar{T}_{\text{ср}}H = bt_{\text{сн}} + c. \quad (4.36)$$

Итак, имеем три уравнения (4.29), (4.31), (4.36), из которых при заданных a , b , c можно найти $t_{\text{сн}}$, $\bar{T}_{\text{ср}}$ и H .

$$H = (a - c - bt_0) / (1 + bt^H). \quad (4.37)$$

График этой зависимости при $a = 0,344$ м, $t_0 = 0,3$ с, $t^H = 0,29$ с/м показан на рис. 4.20. Он позволяет найти безопасную высоту висения вертолета при любых N_e , m , H_p , t .

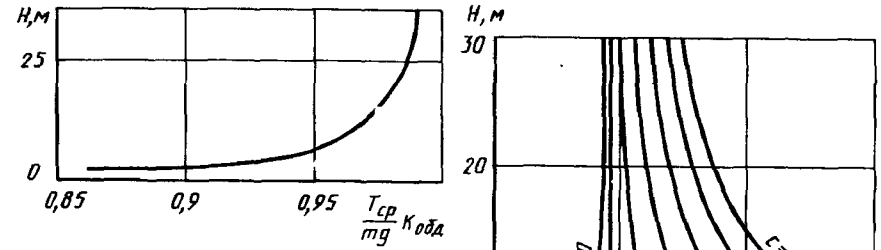
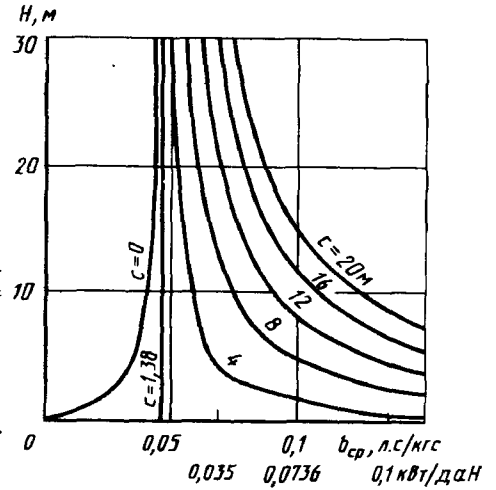


Рис. 4.19. Зависимость безопасной высоты висения от средней тяги при $V_{\text{пос}} = 10 = 3$ м/с

Рис. 4.20. Зависимость безопасной высоты висения от параметров b и c



Введем выражения для определения параметров b и c . Относительные индуктивные потери несущего винта равны

$$\begin{aligned} \frac{N_{\text{инд.ср}} K_{\text{обд}}}{m} &= \frac{T_{\text{ср}}^{3/2}}{mg} K_{\text{обд}} \frac{0,639g}{B^3 \sqrt{F\Delta}} i_1(H) = \\ &= i(H) \sqrt{\frac{m}{F\Delta K_{\text{обд}}}}, \end{aligned} \quad (4.38)$$

где $i(H) = 2,14 \bar{T}_{\text{ср}}^{3/2} i_1(H)$. Функция $i(H)$ определяется по данным расчетов, выполненных численным интегрированием, из которых находим $N_{\text{инд.ср}} = \frac{1}{t} \int_t N_{\text{инд}} dt$; $T_{\text{ср}} = \frac{1}{H} \int_t TV_y dt$, после чего по формуле (4.38) определяется $i(H)$. Функция $i(H)$ учитывает зависимость средней индуктивной скорости винта от V_y и от влияния "земной подушки", а также то, что тяга осредняется по высоте, а не по времени.

Относительные профильные потери несущего винта находятся по формуле

$$N_{\text{проф.ср}} K_{\text{обд}} / m = \bar{T}_{\text{ср}} (\omega_H R)_{\text{ср}} m_{\text{проф}} / t_H. \quad (4.39)$$

Отношение $m_{\text{проф}} / t_H$ зависит от t_H и M_0 . Эта зависимость при расчете снижения принимается такой же, как и на режиме висения. Так как величина $N_{\text{проф.ср}} K_{\text{обд}} / m$ относительно невелика, то допустимо приближенное определение коэффициента t_H :

$$t_H = t_{H\text{ср}} = t_{H\text{пос}} \bar{T}_{\text{ср}} (\omega_H R)_{\text{пос}}^2 / (\omega_H R)_{\text{ср}}^2.$$

Величина $t_{н.пос}$ зависит от максимального угла установки несущего винта, а $(\omega_n R)_{пос}$ находится из выражения, следующего из условия $T_{пос} = mg$:

$$(\omega_n R)_{пос} \cong 12,45 \sqrt{m/t_{н.пос} \sigma F \Delta K_{обд}}. \quad (4.40)$$

Относительная средняя мощность двигателя при снижении вертолета и параметр c находятся по следующим выражениям:

$$N_{e ср} \xi K_{обд}/m = N_e \xi K_{обд} K_{дв}/m; \quad (4.41)$$

$$c = \frac{I_\omega}{m R^2} K_{обд} \frac{(\omega_n R)_1^2 - (\omega_n R)_2^2}{2} =$$

$$= \frac{8 I_\omega}{t_{н2} \sigma R^2 F} \frac{1}{\Delta} \left(\frac{(\omega_n R)_1^2}{(\omega_n R)_2^2} - 1 \right) = \frac{I_\omega}{2 R^2} \left(\frac{(\omega_n R)_1^2}{m} K_{обд} - \frac{16}{t_{н2} \sigma F \Delta} \right). \quad (4.42)$$

Видно, что параметр c зависит от массы вертолета: он существенно уменьшается при ее возрастании.

Итак, получены все зависимости, необходимые для определения $H_{без}$ энергетическим методом. Поскольку величина $N_{инд}/m$, в большой мере определяющая величину b , существенно зависит от H , то задается H , определяется $i(H)$, находится b , а затем новое значение H по уравнению (4.22).

Отметим, что безопасная высота пропорциональна разности полезной $b_{дв} t_n + c$ и потерянной $b_{инд} t_{сн} + b_{проф} t_{сн}$ работ, а слагаемое A , характеризующее изменение кинетической энергии вертолета в процессе снижения, невелико. Например, $H = a - c - b_{дв} t_{сн} + (b_{инд} + b_{проф}) t_{сн} = 0,3 - 10,3 - 60,3 + 86,3 = 16$ м. Этот пример показывает, что $H_{без}$ в основном зависит не от величины c , характеризующей эффективность "подрыва".

Сделаем еще одно пояснение. При вертикальном наборе высоты $a = b_{дв} t_{наб} - b_{потер} t_{наб} + c = H$; очевидно, что высота подъема при заданном изменении кинетической энергии вертолета ($a = \text{const}$) с увеличением $b_{дв}$ или c возрастает причем $\Delta H > \Delta c$. В уравнении для вертикального снижения знаки другие.

Если задаться рядом значений $m/F \Delta K_{обд}$ и величиной $N_{проф.ср} K_{обд}/m$, то с помощью рис. 4.20 можно получить зависимость $H_{без} = f(N_{e ср}/m)$, непосредственно связывающую безопасную высоту висения с мощностью двигателя, нагрузкой на винт и параметром c . Такая зависимость для характерного значения $N_{проф.ср} K_{обд}/m = 0,033$ кВт/кг при $\xi K_{обд} = 0,825$ показана на рис. 4.21. Из нее видно, что для получения, например $H_{без} = 10$ м, относительная чрезвычайная мощность двигателя должна составлять (табл. 4.1):

Таблица 4.1

$\frac{m}{F \Delta K_{обд}}, \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$	40	60	80
$\frac{N_{e ср}}{m}, \frac{\text{кВт}}{\text{кг}}$	0,09 ... 0,13	0,12 ... 0,18	0,15 ... 0,19

Меньшие цифры относятся к $c = 16$ м, а большие — к $c = 4$ м. Увеличение $H_{без}$ до 20 м требует незначительного увеличения $N_{e ср}/m$: $\Delta N_{e ср}/m \cong 0,035 \dots 0,015$ кВт/кг, а при снижении $H_{без}$ до 5 м $\Delta N_{e ср}/m \cong 0,05 \dots 0,02$ кВт/кг.

В ряде случаев $H_{без}$ меньше высоты висения вертолета при нормальной работе двигателя на взлетной мощности, так что при полетах без риска поломки вертолета в случае отказа одного двигателя допустимая высота висения ограничивается величиной $H_{без}$, т. е. определяется чрезвычайной, а не взлетной мощностью двигателей.

Другой метод ускоренного определения $H_{без}$ для многих сочетаний m , H_p , t разработан В.Б. Летниковым. В нем также

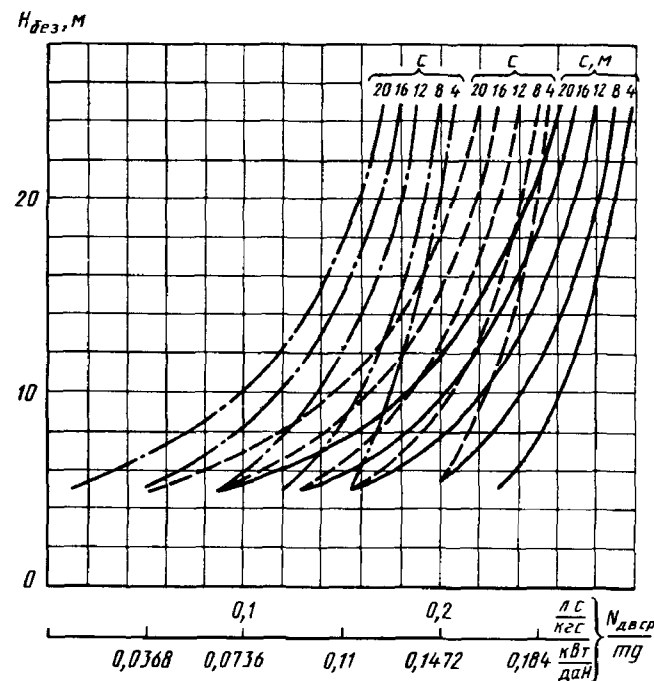


Рис. 4.21. Зависимость $H_{без}$ от $N_{дв.ср}/mg$ и c :
 — $m/F \Delta K_{обд} = 80 \text{ кг/м}^2$; — — — $m/F \Delta K_{обд} = 60 \text{ кг/м}^2$; - · - · - $m/F \Delta K_{обд} = 40 \text{ кг/м}^2$

используются данные, полученные в расчетах $H_{\text{без}}$ для нескольких сочетаний m , H_p , t , выполненных численным интегрированием. Идея метода заключена в том, что тяга вертолета во время снижения выражена аналитически:

$$T = T_0 + T_{1c} \cos(2\pi t/t_{\text{сн}}) + T_{1s} \sin(2\pi t/t_{\text{сн}}) + \\ + T_{2c} \cos(4\pi t/t_{\text{сн}}) + T_{2s} \sin(4\pi t/t_{\text{сн}}) + kt.$$

Это дает возможность получить аналитические выражения для V_y , H , N , в которых неизвестные коэффициенты и время снижения $t_{\text{сн}}$ находятся по начальным и конечным (посадочным) условиям, а также по некоторым результатам расчетов численным интегрированием.

4.4. ВЫБОР ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ТРАЕКТОРИЙ. ПРЕДЕЛЬНЫЕ РАЗМЕРЫ ЛЕТНЫХ ПОЛОС И ВОЗДУШНЫХ ПОДХОДОВ

Обычно взлет и посадка вертолетов выполняются с использованием влияния "земной подушки", а при максимальной загрузке — по-самолетному. Взлет и посадка должны выполняться с наименьшими скоростями. Допустимые скорости определяются с учетом возможности отказа двигателя по зонам $H - V$, как показано на рис. 4.22: при сочетаниях m , H_p , t , соответствующих i_1 и i_2 , вертолет вертикально поднимается на высоту 3 ... 7 м, а затем выполняет разгон с одновременным набором высоты по нижней границе левых зон $H - V$. При взлете по-самолетному (при зоне i_3) вертолет разбегается, поднимается до границы зоны, после чего переходит в разгон с набором высоты. Пройдя точку $V_{\text{макс л.з}}$, вертолет продолжает набор высоты со скоростью $V_{\text{макс л.з}}$, а если препятствий вблизи ЛП нет, то набор высоты производится по более пологой траектории с дальнейшим увеличением скорости до $V_{\text{н.н}}$ (как показано на рис. 4.22 для зоны i_2). Для уменьшения длины взлетной траектории можно, пройдя $V_{\text{макс л.з}}$, набирать высоту по верхней границе левой зоны $H - V$, т. е. с уменьшением скорости полета, но на практике такие методы не применяются.

После выбора зависимостей $V = f(H)$ на математической модели находят траектории взлетов: $H = f(L)$. При нормальном взлете используется взлетная мощность двигателей. Однако при взлете недогруженного вертолета (обычно, с массой, соответствующей высшей категории, или с меньшей массой) реализация взлетной мощности при разгоне возможна при чрезмерных наклонах вертолета вперед; в этом случае разгон выполняется с $\vartheta \approx -10^\circ$ при мощности, меньше взлетной.

Взлетные траектории одинаковы при некоторых сочетаниях m , H_p , t , не совпадающих с найденными в разд. 4.3, так как последние определе-

ны для чрезвычайной мощности двигателя, а при взлете используется взлетная мощность.

При моделировании насадок зависимости $V = f(H)$ выбирают так, чтобы не заходить в зоны $H - V$, хотя в некоторых случаях оказывается, что возможны посадки с допустимыми скоростями при отказе двигателя во время планирования в зоне $H - V$, недалеко от ее границы ($\Delta V = -10 \dots 20$ км/ч).

Заход на посадку целесообразно выполнять на малой скорости полета по нескольким соображениям.

1. Чем меньше V , тем траектория круче и длина посадочной траектории меньше. Если $\bar{V}_{yg} = 3 \dots 5$ м/с и $|\theta| \geq 1/(6 \dots 8)$, то скорость планирования должна быть 80 ... 120 км/ч.

2. Планирование на малых скоростях выполняется с большой мощностью двигателей, так что в случае отказа одного двигателя время выхода работающих двигателей на чрезвычайный режим уменьшается. Желательно, чтобы при заходе на посадку мощность двигателей равнялась $(n_{\text{дв}} - 1) N_{\text{ч1}}$, так как при этом отказ одного двигателя не требует изменения траектории полета, сводит к минимуму действия летчика, необходимые в случае отказа.

3. При подходе к месту посадки по крутой траектории меньше сказываются изменения рельефа местности и скорости ветра возле точки приземления, такие условия встречаются при посадке рядом со скалой, на палубу корабля.

Для траекторий, часть которых вертолет пролетает после отказа двигателя (прерванные и продолженные взлеты и посадки), нельзя найти сочетаний параметров m , H_p , t , при которых траектории близки. Дело в том, что эти маневры выполняются при разных режимах работы двигателей: до отказа используется взлетная мощность, а после отказа — максимальная чрезвычайная. Эти режимы, в общем случае, не одинаково изменяются в зависимости от H_p и t . Поэтому, данные по прерванным и продолженным маневрам представляются в виде совокупности графиков, определяющих характерные точки этих траекторий в зависимости от m , H_p , t . На рис. 4.23 показана схема нормального продолженного и прерванного взлетов. Высоты характерных точек фиксированы, а их расстояния от точки старта $L_{\text{пр.в}}$, $L_{\text{з.в}}$, L_1 , L_2 (если нужно, то и скорости V_1 , $V_{\text{без}}$, $V_{\text{н.н}}$) даются графиками или таблицами в зависимости от m , H_p , t . Так как требуемая точность определения L невелика, то их зависимость от m , H_p , t может быть аппроксимирована относительно несложными графиками.

Перечислим задачи моделирования. При моделировании находятся наименьшие высоты отказов, при которых выполняются требования ПЛВ к продолженным взлетам и прерванным посадкам, к посадкам с разворотом. Это — критические точки и точки решения. Моделирование должно подтвердить, что для вертолетов I-й категории при отказах двигателя

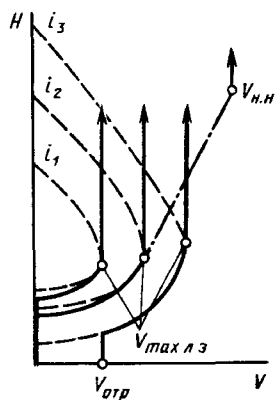


Рис. 4.22. Зависимость $V = f(H)$ при взлете: — — — зоны $H - V$; — — — взлет по пологой траектории с разгоном вертолета

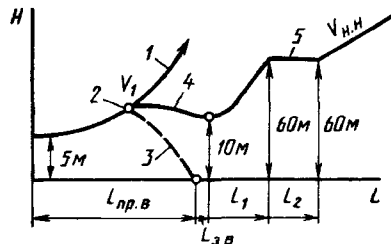


Рис. 4.23. Определение характерных точек траекторий прерванного и продолженного взлетов:

1 — нормальный взлет; 2 — критическая точка; 3 — прерванный взлет; 4 — продолженный взлет; 5 — разгон

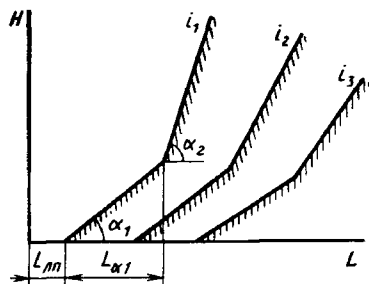


Рис. 4.24. Зависимость размеров летных полос и воздушных подходов от i -го сочетания m, H_p, t или при $H_{\text{вис}}$

между 1 и 2 критическими точками $V_{\text{пос}} \leq 25$ км/ч, а для вертолетов 2-й категории при отказах на $H > H_{\text{кр}}$ посадочные характеристики таковы, что можно обеспечить безопасную для находящихся на борту лиц посадку. Моделирование должно также показать, что в случае отказа двигателя во время нормального ухода на второй круг посадка, требующаяся для данной категории вертолета, возможна.

В результате моделирования должны быть найдены $H_{\text{кр1}} = f(L_{\text{лп}})$ и $H_{\text{кр2}} = f(L_{\text{лп}})$, необходимые для определения критических точек у вертолетов 1-й категории в зависимости от длины ЛП, а также для определения возможности повышения категории вертолета на конкретном маршруте. Для вертолетов 1-й категории нужно также найти размеры, характеризующие воздушные подходы сбоку при прерванной посадке с разворотом (см. рис. 4.4).

Если найденные размеры ЛП и воздушных подходов не приемлемы, то вносятся коррективы в принятые зависимости $V = f(H)$ при нормальном взлете и посадке и моделирование повторяется.

В соответствии с найденными траекториями устанавливаются размеры летных полос и воздушных подходов. При этом должны выполняться требования НЛГВ: длина летной полосы $L_{\text{лп}}$ должна быть не меньше суммы дистанции прерванного взлета $L_{\text{пр.в}}$ и участков l_1, l_2 . У вертоле-

тов 1-й категории $L_{\text{пр.в}} = L_{\text{проб}}$, где $L_{\text{проб}}$ — длина пробега с одним отказавшим двигателем; $L_{\text{проб}} = 0 \dots 20$ м, поэтому $L_{\text{лп}} = l_1 + l_2 + (0 \dots 20)$ м. Это минимальная длина ЛП; если же ЛП длиннее, то, как сказано в 4.1.2, расстояние между критическими точками уменьшается, а безопасность полета увеличивается. У вертолетов 2-й категории, не имеющих критической точки, $L_{\text{лп}} = l_1 + l_2$. Размеры воздушных подходов определяются траекториями нормальных взлетов и посадок, причем расстояние от траектории до препятствий должно быть таким, чтобы можно было подготовиться к посадке с отказавшим двигателем.

Размеры ЛП и воздушных подходов задаются графиком (рис. 4.24); кривые графика можно относить к i -му сочетанию m, H_p, t или к высоте висения вертолета в зоне влияния земли $\bar{H}_{\text{вис}} = H_{\text{вис}}/R$ (например, вместо i_1 указать $\bar{H}_{\text{вис}} = 2$, а вместо i_3 $\bar{H}_{\text{вис}} = 0,5$). Когда размеры определяются траекториями прерванного взлета, посадки и продолженного взлета, то по причине, указанной выше, они даются в зависимости от m, H_p, t .

4.4.1. МИНИМАЛЬНАЯ ДЛИНА ЛЕТНОЙ ПОЛОСЫ У ВЕРТОЛЕТОВ ВЫСШЕЙ КАТЕГОРИИ ПРИ ВЫСОКИХ ПРЕПЯТСТВИЯХ

Если рельеф препятствий за ЛП на направлении взлета укладывается в угол набора высоты при продолженном (завершенном) взлете $\theta_{з.в}$, то длина ЛП минимальна: $L_{\text{лп}} = L_{\text{пр.в}} + l_1 + l_2$ ($L_{\text{пр.в}}$ — дистанция прерванного взлета при отказе двигателя в критической точке $H_{\text{кр}}$). Когда препятствия не укладываются в угол $\theta_{з.в}$, то можно либо дополнительно уменьшить грузоподъемность вертолета для увеличения $\theta_{з.в}$, либо увеличить высоту критической точки и вместе с ней высоту траектории продолженного взлета, чтоб она проходила над препятствиями. Но увеличение $H_{\text{кр}}$ приводит к увеличению $L_{\text{пр.в}}$ и $L_{\text{лп}}$, поэтому нужно отодвинуть точку старта от начала препятствий. На рис. 4.25 показаны траектории нормального и прерванного взлетов, а также проекции траекторий разворота вертолета после отказа двигателя в критической точке. Нижние кривые относятся к случаю, когда за точкой a , расположенной под нижней точкой траектории, до точки b препятствий нет. Верхние кривые относятся к случаю, когда из-за препятствий за точкой a траектория разворота и критическая точка подняты на высоту $\Delta H_{\text{кр}}$. Чтобы прерванный взлет закончился в той же точке, место старта отнесено от препятствий на $\Delta L_{\text{пр.в}}$. Расчеты показывают, что $\Delta L_{\text{пр.в}} = (6 \dots 8) \Delta H_{\text{кр}}$, т.е. для увеличения высоты полета с одним неработающим двигателем на 1 м, нужно отодвинуться от препятствий и увеличить $L_{\text{лп}}$ на 6 ... 8 м; при нормальном взлете, а также при посадке с отказавшим двигателем увеличение пути составляет 3 ... 4 м. Если бы для пролета над препятствием отодвигалась точка старта, а $H_{\text{кр}}$ и $L_{\text{лп}}$ сохранялись, то для увеличения высоты полета на 1 м нужно было бы отдалить от препятствия начало

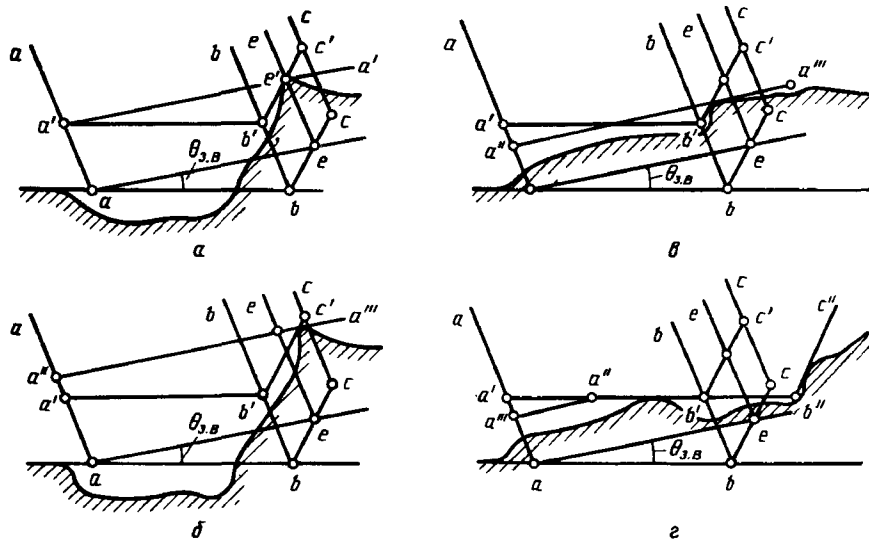


Рис. 4.28. Определение $\Delta H_{кр}$ (2 вариант: точки p на рис. 4.26).

взлету. На рис. 4.28, *а* показан случай, когда $a'b'c'$ касается рельефа на линии ee , в точке e' (нижняя точка e — это точка пересечения отрезка ae , проведенного под углом $\theta_{з.в}$, и прямой bc). В этом случае увеличение высоты критической точки при развороте и при продолженном взлете одинаково: оно равно $H_{a'}$. Однако, разворот предпочтительнее, так как время полета с одним отказавшим двигателем меньше. Кроме того, продолженный взлет над касательной $a'a''$ возможен, если за точкой e' есть место для разворота.

На рис. 4.38, *б* контур $a'b'c'$ касается рельефа правее линии ee . Очевидно, что разворот выгоднее продолженного взлета, так как $H_{a'} < H_{a''}$.

На рис. 4.28, *в* контур $a'b'c'$ касается рельефа между линиями bb и ee . В этом случае продолженный взлет выгоднее, так как $H_{a'} > H_{a''}$. Наибольший выигрыш получается, если точка касания попадает на линию bb ; при $V_{без} = 90$ км/ч, $R_{разв} = 250$ м этот выигрыш составляет $H_{a'}$ — $H_{a''} = 4,5$ м, что соответствует уменьшению требуемой длины ЛП на $\Delta L_{ЛП} = \Delta L_{пр.в} = 7 \cdot 4,5 = 32$ м.

На рис. 4.28, *г* контур $a'b'c'$ касается рельефа левее линии $b'c'$. Высота расположения контура и точки a' определяется высотой препятствий: $H_{a'} = H_{преп}$. Но контур $a'b'c'$ не касается препятствий по линии $b'c'$, потому его можно сдвинуть вправо и выполнить разворот над горизонтальной плоскостью $a''b''$, а до этой плоскости набрать высоту над наклонной $a'''a''$. В этом случае получается выигрыш, так как $H_{a''} < H_{a'}$. Случай, показанный на рис. 4.28, *г*, является наиболее характерным, так как остальные случаи (касание рельефа по линиям bc) возможны только при очень

резком увеличении высоты препятствий за линией bb . Если пренебречь возможными выигрышами в $\Delta H_{кр}$ и $\Delta L_{ЛП}$ ($\Delta H_{кр} = 4,5$ м; $\Delta L_{ЛП} = 32$ м), не выполняя построения, можно найти

$$\Delta H_{кр} = H_{преп}, \quad (4.44)$$

где $H_{преп}$ — максимальная высота препятствий левее линии bb .

Таким образом, метод определения минимальной дистанции прерванного взлета вертолета высшей категории при наличии препятствий за ЛП, не вписывающихся в угол $\theta_{з.в}$ или в контур abc , сложен, требует геометрических построений. Возможно следующее упрощение метода (рис. 4.29). При взлете в направлении минимальных препятствий нужно выделить ближайшее характерное препятствие, найти его высоту, расстояние до точки a и определить, имеется ли за ним сразу или после набора высоты свободное воздушное пространство для разворота. Если имеется, то увеличение высоты критической точки можно найти по формуле

$$\Delta H_{кр} \cong H_{преп} - \theta_{з.в} L_{преп}, \quad (4.45)$$

если нет, то рассматривается следующее характерное препятствие. При взлете в направлении, где сбоку имеется достаточное для разворота воздушное пространство, нужно найти максимальную высоту препятствий, расположенных левее прямой, проходящей через точку b (см. рис. 4.28) под углом $1/(\partial L)/\partial H = 1/\text{tg} \theta_{з.в}$, и принять эту высоту за $\Delta H_{кр}$. После определения $\Delta H_{кр}$ находим минимальную требуемую длину ЛП:

$$L_{ЛП} = L_{пр.в} + l_1 + l_2 + (\partial L_{пр.в}/\partial H_{кр}) \Delta H_{кр}. \quad (4.46)$$

Если местность такова, что отодвинуть точку старта от высоких препятствий невозможно, то на взлетной траектории появляется "участок риска". При отказе двигателя на этом участке вертолет садится не на ЛП. Поэтому вертолет несмотря на то, что его летные характеристики обеспечивают возможность продолжить взлет, становится вертолетом 1-й категории. Вероятность посадки не на ЛП зависит от времени пролета "участка риска". График этого времени в зависимости от $L_{ЛП}$ и $\Delta H_{кр}$ показан на рис. 4.30. Время пролета "участка риска" ограничено, так как при

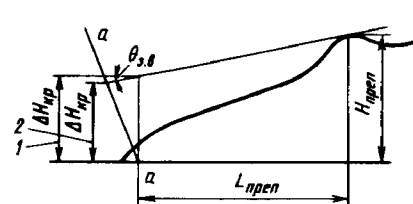


Рис. 4.29. Определение $\Delta H_{кр}$:
1 — приближенное; 2 — по методике

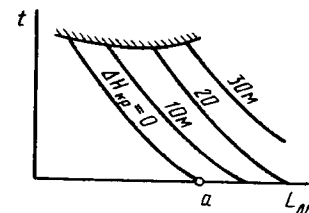


Рис. 4.30. Время пролета "участка риска" в зависимости от длины ЛП и $\Delta H_{кр}$

меньших $L_{ДП}$ точка старта настолько приближается к препятствиям, что траектория нормального взлета проходит на недостаточной высоте над препятствием. Обычно максимальное время пролета "участка риска" не более 8 ... 15 с.

4.4.2. ПРИБЛИЖЕННЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА ТРАЕКТОРИЙ И ДЛИНЫ РАЗБЕГА ВЕРТОЛЕТА

Если исследователь не располагает пилотажным стендом или программой расчетов на ЦВМ с совершенной подпрограммой управления вертолетом, то для определения траекторий взлетов и посадок могут быть применены приближенные методы. Простейший метод основан на использовании полученных при летных испытаниях или при аэродинамическом расчете зависимостей $V_{yg} = f(V)$ при установившихся наборе высоты или снижении (рис. 4.31). Если вертолет летит с ускорением $\dot{V}$, то при $N_{дв} = \text{const}$ вертикальная скорость и угол тангажа вертолета уменьшаются:

$$V_{yg} = V_{yg \dot{V}=0} - V \dot{V}/g; \quad (4.47)$$

$$\vartheta = \vartheta_{\dot{V}=0} - \arcsin(\dot{V}/g) = \vartheta_{\dot{V}=0} - \arcsin[(V_{yg \dot{V}=0} - V_{yg})/V],$$

где $V_{yg \dot{V}=0}$ и $\vartheta_{\dot{V}=0}$ — вертикальная скорость и угол тангажа при установившихся наборе или снижении на данной V ; V_{yg} , $\dot{V}$, ϑ — соответствующие величины на этой же V при $\dot{V} \neq 0$.

Считая некоторые значения V , $\dot{V}$, V_{yg} средними значениями на рассматриваемом участке траектории, пролетаемом вертолетом за время Δt , найдем, что $\Delta V = \dot{V} \Delta t$, $H = V_{yg} \Delta t$, откуда следует, что

$$\Delta H/\Delta V = V_{yg}/\dot{V}. \quad (4.48)$$

Задаваясь на некоторой скорости разными значениями $\dot{V}$, по выражению (4.47) найдем V_{yg} , а по (4.48) — $\Delta H/\Delta V$ (рис. 4.32). Каждая кривая этого графика определяет возможные (располагаемые) значения отношения $\Delta H/\Delta V$ на данной V . Кривые асимптотически приближаются к значениям $V_{yg \dot{V}=0}$. На кривых целесообразно указывать также величину угла $\vartheta_{\dot{V}=0}$, так как она входит в формулу (4.47).

Рекомендованные сочетания H и V при взлетах и посадках определяются по зонам $H - V$ (см. рис. 4.22). Следовательно, на всех участках траекторий известны V и требуемое значение отношения $\Delta H/\Delta V$. Приравняв его располагаемому значению (см. рис. 4.32), найдем V_{yg} на рассматриваемом участке траектории, время его пролета $\Delta t = \Delta H/V_{yg}$ и пройденный путь $\Delta L = V \Delta t$. Пример расчета участка траектории, гра-

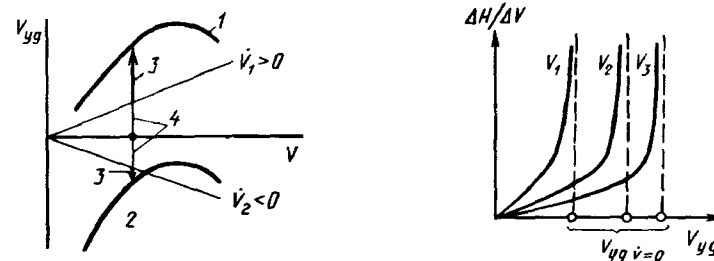


Рис. 4.31. Зависимость вертикальной скорости от скорости полета: 1 — $V_{yg \dot{V}=0}$ при $N_e = n_{дв} N_{взл}$; 2 — $V_{yg \dot{V}=0}$ при $N_e = (n_{дв} - 1) N_{ch}$; 3 — $V_{yg \dot{V} \neq 0}$; 4 — $\Delta V_{yg} = V \dot{V}/g$

Рис. 4.32. Зависимости $\Delta H/\Delta V$ от V_{yg} при разных $V = \text{const}$; $N_e = n_{дв} N_{взл}$

ничными значениями которого являются $H_{нач} = 5$ м, $V_{нач} = 8$ м/с, $L_{нач} = 35$ м, $t_{нач} = 8$ с, $H_{кон} = 10$ м, $V_{кон} = 11$ м/с, приведен ниже,

$\Delta H, \text{ м}$	$\Delta V \frac{\text{м}}{\text{с}}$	$V_{ср} \frac{\text{м}}{\text{с}}$	$\Delta H/\Delta V$	$V_{yg} \frac{\text{м}}{\text{с}}$	$\Delta t, \text{ с}$	$\Delta L, \text{ м}$	ϑ°	$t_{кон}, \text{ с}$	$L_{кон}, \text{ м}$
5	3	9,5	1,6	0,7	7,15	68	-13	15,5	103

При полете с разгоном на малых скоростях угол тангажа отрицателен и может быть очень большим (более $10 \dots 15^\circ$). Это неприемлемо, и летчик либо изменит траекторию (т. е. $\Delta H/\Delta V$), либо уменьшит мощность двигателя. В последнем случае на малых V траектории кривых $\Delta H/\Delta L$ на рис. 4.32 нужно рассчитывать при меньшей мощности.

На горизонтальных участках траектории ускорение вертолета $\dot{V} = g V_{yg \dot{V}=0}/V$, так что $\Delta t = \Delta V/\dot{V} = V_{ср} \Delta V/g V_{yg \dot{V}=0}$, а $\Delta L = V_{ср} \Delta t$. На участках с $V = \text{const}$, т. е. при установившемся наборе высоты $\Delta t = \Delta H/V_{yg \dot{V}=0}$, $\Delta L = V \Delta t$. Если на соседних участках траектории V_{yg} изменяется резко (например, при переходе от горизонтального разгона к набору высоты с $V = \text{const}$), то нужно увеличить время перехода на 1 ... 2 с, добавив $\Delta L = (1 \dots 2) V_{ср}$.

Второй метод приближенного расчета траекторий основывается на использовании следующей формулы:

$$N_e = (N_{проф} + N_{инд} - X_{ан} V)/\xi = (N_{проф} + f(\tilde{V}, \bar{H}) Y_{ан}^{3/2} \sqrt{\Delta} - X_{ан} V)/\xi. \quad (4.49)$$

По этой формуле находится пропульсивная сила несущего винта $X_{ан}$ (или подъемная сила винта $Y_{ан}$) при известных V , N_e и $Y_{ан}$ (или $X_{ан}$). Входящие в формулу профильные потери винта $N_{проф}$ определяются по выражению (1.102). При $Y_{ан} = \text{const}$ на досрывных режимах потери слабо

зависят от $X_{ан}$ (или от α_n), поэтому можно принять: $N_{проф} = f(Y_{ан}, V, M_0)$. Эта зависимость определяется по данным аэродинамического расчета вертолета при горизонтальном полете. Расчеты показывают, что при малых скоростях полета 0 ... 120 км/ч, охватывающих скорости при взлете и посадке, $N_{проф}$ практически не зависят от V , что упрощает расчеты. Следуя [10], можно аппроксимировать зависимость $N_{проф}$ от V (при $Y_{ан} = \text{const}$ и $M_0 = \text{const}$) кубической параболой.

Индуктивные потери несущего винта представлены в формуле (4.49) как произведение $Y_{ан}^{3/2}$ на некоторую функцию от скорости и высоты полета над земной поверхностью (последняя отражает влияние "земной подушки" на индуктивную скорость несущего винта). Выражение для определения этой функции получено на основе формулы (1.122) для $m_{инд}$. Для многвинтовых вертолетов

$$f(\tilde{V}, \bar{H}) = \frac{(1,05 f_1 + f_2) K'_{зем} (1 + \kappa_\Sigma) \Phi}{\sqrt{2} (K_{пер} - K_{обд})^{3/2} (k_B \rho_0 F)^{1/2} B^3} \tilde{V}, \quad (4.50)$$

где $K_{пер}$, $K_{обд}$ — коэффициенты, учитывающие влияние на тягу винта перекрытия винтов и потерь из-за обдувки планера; k_B — число несущих винтов; κ_Σ — коэффициент взаимовлияния винтов у многвинтовых вертолетов. Безразмерная средняя индуктивная скорость изолированного винта $\tilde{V}$ определяется по рис. 3.37. Она зависит от угла $\tau_n = \arctg(X_{ан}/Y_{ан})$ и от отношения $V/\sqrt{Y_{ан}^2 + X_{ан}^2}$. Необходимость в знании обеих составляющих силы несущего винта существенно усложнило бы использование формулы (4.49). Однако расчеты показали, что при определении траекторий вертолета с умеренными углами наклона и ускорениями $\dot{V}$ допустимо в выражение для $m_{инд}$ вместо произведения $R_n^{3/2} \tilde{V}$ подставить $Y_{ан}^{3/2} \tilde{V}_{\tau=0}$, причем $\tilde{V}_{\tau=0} = 0$ находится по рис. 3.37 для $\tau_n = 0$ в зависимости от $V/\sqrt{Y_{ан}}$, а не от $V/\sqrt{R_n}$. В пределах τ_n от 5 до -20° точность определения $N_{инд}$ равна $\pm 4\%$. При других τ_n точность расчетов уменьшается, но при определении траекторий нет необходимости в повышенной точности, так как из-за неизбежной разницы в действиях летчиков при каждой посадке размеры ЛП и воздушных подходов устанавливаются с запасами.

Функция $f(\tilde{V}, \bar{H})$ может быть также найдена по данным летных испытаний вертолета. Определив $Y_{ан}$, $X_{ан}$ и N_e при разных $\tilde{V}$ и $\bar{H}$ (для одновинтового вертолета $Y_{ан} = mg$, $X_{ан} = -X_{апл}$) и взяв $N_{проф}$ по расчету, из формулы (4.49) найдем $f(\tilde{V}, \bar{H})$. Далее по формуле (4.50) можно найти $\tilde{V}$ или другие величины, входящие в (4.50). Графики $K'_{зем} \tilde{V}$ и $(1 + \kappa_\Sigma) \tilde{V}$, характеризующие влияние "земной подушки" и индуктивные потери у вертолетов разных схем см. в лит. [17], их можно использовать для оценочных и сопоставительных расчетов.

Траектории вертолета определяются в результате интегрирования уравнений продольного вертолета в скоростных осях:

$$m dV/dt = -X_{ан} - X_{апл} - mg \sin \theta; \quad (4.51)$$

$$m V d\theta/dt = Y_{ан} + Y_{апл} + mg \cos \theta,$$

где силы $X_{ан}$, $Y_{ан}$ находятся, как сказано выше, с использованием формулы (4.49). Чтобы без выполнения специальных расчетов определить углы атаки и общего шага несущего винта, а также тангажа вертолета, можно, беря типичное для каждой скорости полета значение δ_B , воспользоваться выражениями

$$\alpha_\vartheta = \frac{1}{1 - 2\bar{V}^2} \left[\frac{t_{xан}}{t_{yан}} - 2\bar{V} t_{yан} \left(\frac{4}{a_\infty} - \frac{\sigma}{4B^2 \bar{V}} \right) \right]; \quad (4.52)$$

$$\alpha_n \cong \alpha_\vartheta - D_1 \delta_B; \quad \vartheta = \alpha_n + \epsilon_\Phi + \theta.$$

Затем находят коэффициенты μ , λ и угол установки δ_0 несущего винта. Вывод первой формулы (4.52) дан в [17]. Отметим, что по темпу изменения по времени углов ϑ и δ_0 нужно контролировать, правильно ли выбиралась сила $Y_{ан}$ (или $X_{ан}$) на каждом шаге интегрирования: летчик изменяет эти углы плавно.

Если в начальный момент вертолет находился на режиме висения, то ускорения вертолета в земных осях находятся по формулам: $\dot{V}_{xg0} = -g \sin \vartheta_{R0}$; $\dot{V}_{yg0} = -g(1 - \cos \vartheta_{R0})$. Здесь наклон вектора равнодействующей сил несущего винта в начале разгона $\vartheta_{R0} = \Delta \vartheta_0 - D_1 \Delta \delta_{B0}$, где $\Delta \vartheta_0$, $\Delta \delta_{B0}$ — изменения летчиком углов тангажа и автомата перекоса для разгона. Можно принять $\vartheta_{R0} \approx 7^\circ$. Через некоторое время (1–2 с), когда у вертолета $V \neq 0$, расчет ведется по формулам (4.51), (4.52).

Обратимся к расчету разбега вертолета при взлете по-самолетному. Интенсивность разбега определяется, как правило, не располагаемой мощностью двигателя, а условиями балансировки вертолета на земле, так как даже при умеренных отклонениях ручки управления возможны отрыв одного из боковых колес (накренивание вертолета) или отрыв задних колес. Эти явления накладывают ограничения на величину отношений подъемной силы к силе тяжести вертолета ($Y_{ан}/mg$) и пропульсивной силы к подъемной силе ($X_{ан}/Y_{ан}$), которые выдерживает летчик при разбеге.

Накренивание вертолета, которое может окончиться его опрокидыванием, рассмотрено в [5]. Оно начинается при больших $Y_{ан}/mg$ перед троганием или при разбеге без отрыва задних колес (после их отрыва летчик устраняет крен вертолета так же, как в полете). На рис. 4.33 показаны критические углы крена вертолета $\gamma_{кр}$ в зависимости от $Y_{ан}/mg$ и угла отклонения автомата перекоса δ_K . При $\gamma > |\gamma_{кр}|$ вертолет самопроизвольно увеличивает крен тем быстрее, чем больше крен (апериодическое, но не быстро развивающееся движение). Видно, что при горизон-

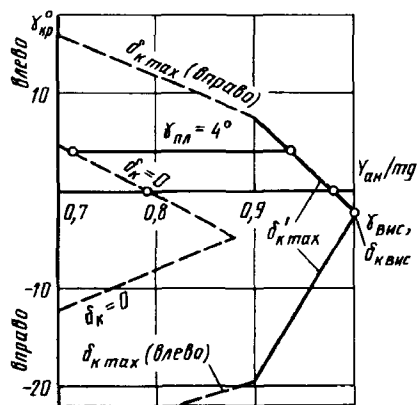


Рис. 4.33. Зависимость критического угла крена вертолета от Y_{aH}/mg и от угла отклонения автомата перекоса

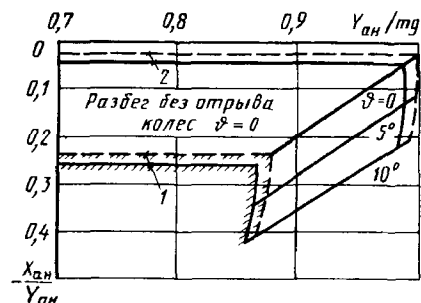


Рис. 4.34. Зависимость относительной пропульсивной силы вертолета при разбеге от относительной подъемной силы и угла тангажа:

1 — максимальное отклонение ручки вперед; 2 — среднее положение ручки; — $a'_1 = 0$ — — — $a'_1 = 1^\circ$

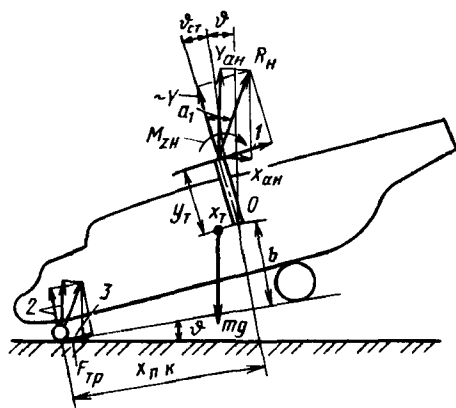


Рис. 4.35. Силы и моменты, действующие на вертолет при разбеге на переднем колесе:

1 — $X_{aH} + Y_{aH}(\vartheta + \vartheta_{CT})$; 2 — $-(mg - Y_{aH})$; 3 — $(mg - Y_{aH})\vartheta + F_{TP}$

тальной ЛП и $\delta_K = 0$ у рассматриваемого вертолета отрыв колеса начинается при $Y_{aH}/mg \geq 0,79$. При отклонении ручки вбок на δ'_{Kmax} (δ'_{Kmax} — максимальное отклонение ручки, при котором вертолет не скользит вбок по площадке) отрыв все-таки начнется, но при $Y_{aH}/mg = 0,98$, так что летчик должен увеличить тягу винта до взлета вертолета ($Y_{aH}/mg = 1$), чтобы крен вертолета не успел достичь большой величины. Если площадка имеет уклон влево, например на 4° , то отрыв колеса начнется раньше: при $Y_{aH}/mg = 0,72$ и $0,94$ соответственно. Таким образом, чтобы не допустить крена вертолета, при разбеге летчик должен выдерживать тягу винта в определенных пределах. Можно принять, что характерными значениями отношения Y_{aH}/mg при разбеге без отрыва колес являются $0,8 \dots 0,85$.

При $Y_{aH}/mg = 0,9 \dots 0,95$ и направленной вперед пропульсивной силе ($X_{aH} < 0$) вертолет отрывает от земли задние колеса и разбегается на переднем. Это увеличивает ускорение при разбеге и сокращает его длину. На рис. 4.34 показаны отношения X_{aH}/Y_{aH} до отрыва колес ($\vartheta = 0$) и после отрыва, когда вертолет балансируется на переднем коле-

се при угле тангажа $\vartheta = 5 \dots 10^\circ$ (здесь ϑ измеряется относительно ϑ_{CT} — угла наклона вала несущего винта при стоянке вертолета). Как видно из рис. 4.35, после отрыва колес сумма моментов относительно точки O равна

$$\Sigma M_O = 0 = [X_{aH} + Y_{aH}(\vartheta + \vartheta_{CT})]y_T + M_{ZH} - mgx_T + (mg - Y_{aH})x_{п.к} - [F_{TP} + (mg - Y_{aH})\vartheta]b, \quad (4.53)$$

$$M_{ZH} = k_L S_{\Gamma} l_{\Gamma} \omega_H^2 (a_{1\vartheta} - D_1 \delta_B)/2 = C_H (a_{1\vartheta} - D_1 \delta_B);$$

$F = f_{TP} (mg - Y_{aH})$. Из рис. 4.35 следует, что

$$X_{aH} = Y_{aH}(a_{1\vartheta} - D_1 \delta_B - \vartheta - \vartheta_{CT}). \quad (4.54)$$

После преобразований получим формулу для определения X_{aH}/Y_{aH} при отрыве задних колес в зависимости от Y_{aH}/mg и ϑ :

$$X_{aH}/Y_{aH} = -\vartheta - \vartheta_{CT} + \frac{(1 - Y_{aH}/mg)[1 - (\vartheta + f_{TP})\bar{b}] + x_T}{(Y_{aH}/mg)\bar{y}_T + (C_H/mg)x_{п.к}}. \quad (4.55)$$

В (4.55) линейные размеры отнесены к $x_{п.к}$. На рис. 4.34 штриховкой показана граница, соответствующая максимальному отклонению вперед автомата перекоса. Видно, что при $Y_{aH}/mg \leq 0,85$ (эта величина зависит от центровки вертолета) и при максимальном отклонении автомата перекоса вертолет еще не может оторвать задние колеса. У него $(X_{aH}/Y_{aH})_{min} \approx -0,25$. При больших Y_{aH}/mg , чтобы удерживать на земле задние колеса, нужно уменьшить $|X_{aH}/Y_{aH}|$. При разбеге на переднем колесе ($\vartheta > 0$) $|X_{aH}/Y_{aH}|$ увеличивается. Поскольку летчики обычно ручку управления автоматом перекоса полностью вперед не отклоняют, можно считать, что разбег без отрыва колес происходит при отношении $X_{aH}/Y_{aH} \approx -0,15 \dots -0,175$. При разбеге на переднем колесе $Y_{aH}/mg \approx 0,9 \dots 0,95$, $X_{aH}/Y_{aH} \approx -0,2 \dots -0,25$.

Теперь можно для определения длины разбега использовать уравнение движения вертолета

$$m\dot{V} = -X_{aH} - X_{aпл} - F_{TP}. \quad (4.56)$$

Силой вредного сопротивления $X_{aпл}$ при разбеге можно пренебречь и движение вертолета считать равноускоренным. Разделив (4.56) на mg , получим

$$\dot{V} = g - \left[\frac{X_{aH}}{Y_{aH}} \frac{Y_{aH}}{mg} - f_{TP} \left(1 - \frac{Y_{aH}}{mg} \right) \right]. \quad (4.57)$$

$$L_{\text{разб}} = V^2 / 2 \dot{V}. \quad (4.58)$$

При разбеге без отрыва колес $\dot{V} = 1 \dots 1,3 \text{ м/с}^2$, а при интенсивном разбеге на переднем колесе $\dot{V} = 1,8 \dots 2,5 \text{ м/с}^2$. Отношения X_{aH}/Y_{aH} и Y_{aH}/mg в малой степени зависят от массы вертолета, так что ускорение при разбеге определяется, главным образом, техникой взлета, т. е. выдерживаемыми летчиком величинами X_{aH}/Y_{aH} и Y_{aH}/mg .

Расчеты взлетных траекторий показали, что отрыв вертолета должен производиться на скорости, превышающей на 10 ... 20 км/ч минимальную скорость горизонтального полета вертолета вне влияния земной подушки. Мощность двигателя при разбеге $N_{\text{разб}}$ и $V_{\text{отр}}$ зависит от массы вертолета и его схемы. Мощность можно определить по формуле (4.48). Наибольшие величины $N_{\text{разб}}$ и $V_{\text{отр}}$ у вертолетов продольной схемы, наименьшие — у вертолетов поперечной схемы.

4.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ ОТКАЗЕ ВСЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ

При отказе всех двигателей летчик должен перевести вертолет на планирование, снизить высоту и произвести посадку. Эти маневры лучше исследовать на пилотажном стенде. Изложенные ниже методы позволяют смоделировать эти маневры без пилотажного стенда.

Рассмотрим переход вертолета на планирование на режиме самовращения. Используются уравнения продольного движения в скоростной системе координат и уравнение вращения несущего винта:

$$\begin{aligned} m \dot{V} &= R_{xa} - mg \sin \theta; \quad m V \dot{\theta} = R_{ya} - mg \cos \theta; \\ I_z \dot{\omega}_z &= M_z; \quad I_{\omega} \dot{\omega}_H = M_{\text{кдв}} \xi - M_{\text{кн}}; \quad \dot{\vartheta} = \omega_z; \quad \vartheta - \theta = \alpha; \end{aligned} \quad (4.59)$$

Силы и моменты R_{xa} , R_{ya} , M_z , $M_{\text{кн}}$ зависят от V , α_H , δ_0 , δ_B , ω_H , ω_z . Таким образом, шесть приведенных выше уравнений и четыре группы уравнений для определения R_{xa} , R_{ya} , M_z , $M_{\text{кн}}$ связывают 18 переменных (m , H_p , t — заданы) $\dot{V}$, V , θ , θ , $\dot{\omega}_z$, ω_z , $\dot{\vartheta}$, ϑ , $\dot{\omega}_H$, ω_H , R_{xa} , R_{ya} , M_z , $M_{\text{кн}}$, $M_{\text{кдв}}$, (N_e) , α_H , δ_B , δ_0 . На режиме балансировки V и ω_H заданы, а $\dot{V} = \dot{\theta} = \dot{\omega}_z = \omega_z = \dot{\vartheta} = \dot{\omega}_H = 0$ и из уравнений движения находятся R_{xa} , R_{ya} , M_z , $M_{\text{кн}}$, α_H , δ_0 , δ_B , N , θ , ϑ . При расчетах неустановившегося движения в каждый момент времени известны в результате интегрирования уравнений движения V , θ , ω_z , ϑ , ω_H и должны быть заданы три управляющие воздействия. В рассматриваемом маневре управляющими воздействиями являются: $N = 0$, $\delta_0 = \delta(t)$, $\vartheta = \vartheta(t)$. Начальным условием является уменьшение N до нуля у сбалансированного вертолета.

Изменение шага δ_0 задается по времени, а угол тангажа находится в процессе расчета по заданным конечным значениям $\vartheta_{\text{зад}}$ (обычно при торможении $\vartheta_{\text{зад}} \approx 15^\circ$, а в момент приземления $\vartheta_{\text{зад}} = 10^\circ$). Одновременно находятся углы отклонения автомата перекоса δ_B , соответствующие получающейся зависимости $\vartheta = \vartheta(t)$. Для этого используется уравнение

$$\delta_B (\tau p + 1) = - [i_\vartheta (\vartheta - \vartheta_{\text{зад}}) + i_{\omega_z} \omega_z]. \quad (4.60)$$

Постоянная времени τ , передаточные коэффициенты i_ϑ , i_{ω_z} принимались, например для тяжелого вертолета, равными: $\tau = 0,1 \text{ с}$; $i_\vartheta = 0,3$; $i_{\omega_z} = 0,7 \text{ с}$. На величины $d\delta_B/dt$ и δ_B накладываются ограничения, соответствующие максимальной скорости гидроусилителя и максимальному отклонению автомата перекоса. Интегрировать уравнения (4.59), (4.60) рекомендуется по методу Рунге — Кутты. Силы и моменты несущего винта определяются путем численного интегрирования элементарных сил в сечениях лопастей (см. гл. 1). Следует, однако, отметить, что для расчетов траекторий полета после отказа двигателей не обязательно применение такого метода, так как здесь мы не встречаемся с большими перегрузками и большими зонами срыва потока с лопастей несущего винта. Если же посадочная скорость вертолета велика ($V_{\text{пос}} \gg 70 \text{ км/ч}$), то при увеличении угла установки несущего винта до максимального (при "подрыве") начинается срыв, так что в этом случае следует использовать метод, описанный в гл. 1. При предпосадочном маневре вертолет попадает в зону влияния "земной подушки". Поэтому средняя индуктивная скорость несущего винта должна быть скорректирована (см. 1.3). Коэффициент $K'_{\text{зем}}$ зависит от $\dot{V}$ и H ; эти величины находятся по данным расчетов посадок первого приближения, выполненных при $K'_{\text{зем}} = 1,0$.

Результаты моделирования перехода на самовращение с уменьшением скорости полета показаны на рис. 4.36. Моделирование выполнено для условий мгновенного отказа двигателей. Через 1 с после отказа летчик начинает уменьшение угла установки винта до минимума и увеличение угла тангажа вертолета до 15° . После начала увеличения частоты вращения несущего винта угол установки увеличивается до значения, соответствующего установившемуся режиму самовращения с номинальной, как правило, частотой вращения. Исходный режим полета — горизонтальный полет на скорости 270 км/ч. Из графиков видно, что при описанных выше действиях летчика окружная скорость уменьшается в течение 3 с ($\omega_{\text{н min}} R = 183 \text{ м/с}$), а к 7-й ω_H восстанавливается. В дальнейшем $\omega_H \approx \text{const}$, хотя режим полета вертолета еще не установился. Для изменения угла тангажа летчик кратковременно отклоняет ручку автомата перекоса назад на 2 ... 3°. При этом маховое движение лопастей увеличивается и в заднем положении угол взмаха может быть равным 0 ... -3° (при передней центровке).

Торможение вертолета происходит с замедлением, нарастающим от 0 до 2,5 ... 3,5 м/с² за 5 ... 6 с, а затем по мере уменьшения скорости

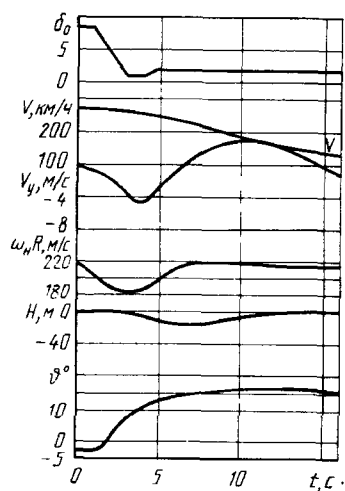


Рис. 4.36. Изменение параметров вертолета при переходе на режим самовращения

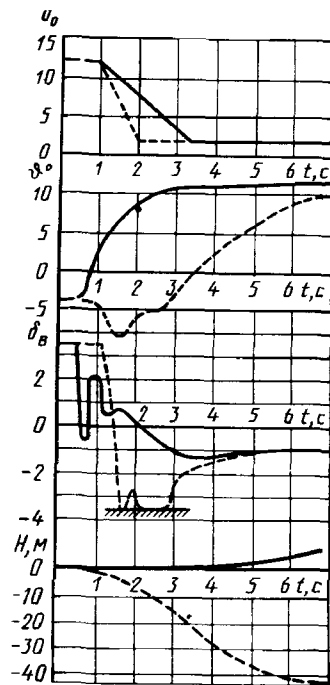


Рис. 4.37. Изменение параметров вертолета с большой "разбалансировкой" при переходе на режим самовращения при разных методах пилотирования

полета замедление уменьшается (при $\dot{V} \approx 80$ км/ч и $\vartheta = 15^\circ$ $\dot{V} \cong 1 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$).

При торможении до 140 км/ч вертолет снижается на 15 м в начале торможения, затем восстанавливает высоту. Закончив торможение, летчик переходит на установившийся режим планирования, т. е. уменьшает тангаж до значения, соответствующего установившемуся планированию. При этом вертикальная скорость снижения увеличивается до $-10 \dots -13$ м/с. Изменение тангажа происходит за 3 ... 4 с, следовательно, потеря высоты $\Delta H_{\text{перех}} \approx V_{\text{усп}} \cdot 3,5$. Таким образом, при отказе двигателя на $V_0 = 270$ км/ч вертолет перейдет на установившееся планирование с $V_{\text{пл}} = 140$ км/ч через 20 с, пролетев ($L_{\text{перех}} \approx V_{\text{усп}} \cdot t$) ~ 1100 м и потеряв высоту 30 ... 40 м. При отказе двигателей на $V_0 = 200$ км/ч переход на планирование произойдет за 14 с, $L = 700$ м, $\Delta H = 60$ м.

После отказа двигателей происходит разбалансировка вертолета, уменьшается частота вращения винта. Уменьшение летчиком угла установки винта приводит к появлению пикирующего момента относительно центра масс вертолета, из-за чего уменьшаются угол тангажа и угол атаки винта. Такая разбалансировка вертолета препятствует восстановлению

тяги несущего винта после уменьшения угла установки и переходу винта на режим самовращения, так как для этого требуется вывести винт на положительный угол атаки. Кроме того, из-за уменьшения угла тангажа вертолет имеет тенденцию к увеличению скорости, в то время как при отказе двигателя ее нужно уменьшить. Усложнение перехода проявляется тем резче, чем быстрее летчик уменьшает угол установки винта. Поэтому на многих вертолетах угол установки стабилизатора сделан управляемым: он связан с рычагом управления углом установки несущего винта так, что при уменьшении последнего угол установки стабилизатора также уменьшается и создается кабрирующий момент.

Усложнение перехода на режим самовращения характеризуется разницей в балансировочных положениях ручки продольного управления на режиме самовращения и на режиме полета в момент отказа двигателей [5]. Однако и при большой разнице в балансировочных положениях ручки переход на самовращение возможен, но от летчика требуется более строгая координация в управлении ручками общего шага и продольного управления. На рис. 4.37 показаны изменения по времени δ_0 , δ_v , ϑ , H при переходе на самовращение вертолета с неуправляемым стабилизатором. Отказ двигателей произошел при горизонтальном полете на $V = 230$ км/ч, когда разница в балансировочных положениях ручки велика: $\Delta(D_1 \delta_v) = 6,5^\circ$. Сплошной линией показаны кривые при правильных действиях летчика, когда ручка отклонена на себя через 0,5 с после отказа, общий шаг изменяется через 1 с, т. е. на 0,5 с позже, время уменьшения δ_0 равно 2,5 с. Частота вращения несущего винта уменьшилась на 12 % и начала увеличиваться через 1,5 с, скорость полета монотонно убывает, первоначальное уменьшение высоты полета не более 1 м, а затем вертолет набирает высоту с $V_{\text{уг}} \approx 1$ м/с. При неправильных действиях летчика (штриховые линии), когда общий шаг уменьшен быстро (за 1 с), а ручка отводится назад после начала уменьшения общего шага, тангаж вертолета сначала уменьшается. Несмотря на быстрое отклонение ручки назад до упора угол тангажа начинает увеличиваться с запаздыванием, причем очень медленно. Это затягивает переход винта на режим самовращения: частота вращения винта уменьшается на 22 %, ее увеличение начинается через 3 с, скорость полета сначала не уменьшается, первоначальная потеря высоты 45 м. При правильном пилотировании вертикальная перегрузка не уменьшается ниже 0,75, при неправильном — $n_{\text{v, min}} = 0,2$.

Из-за исчезновения после отказа двигателей реактивного момента несущего винта вертолет разворачивается по курсу. Появляется угол скольжения, и на больших скоростях полета вертолет интенсивно кренится. Кренение происходит также из-за уменьшения летчиком тяги рулевого винта. Вертолеты с левым направлением вращения несущего винта кренятся вправо. Вывод вертолета из крена требует быстрых действий летчика и достаточного запаса поперечного управления. Этот вопрос должен быть исследован при моделировании перехода вертолета на самовращение. Так, при отказе двигателей на $V_0 \geq 300$ км/ч запаздывание в от-

клонении педалей и ручки 1 ... 2 с приводит к необходимости очень быстрого (за 0,5 с) отклонения педалей и ручки до упора, но все равно угол рысканья вертолета изменяется на 25 ... 30°, а крен достигает 40 ... 60°. При отказе двигателя на $V_0 = 250 \dots 270$ км/ч боковая разбалансировка вертолета существенно уменьшается, углы рысканья и крена в 2 ... 3 раза меньше указанных выше.

4.5.1. ОСОБЕННОСТИ ПЕРЕХОДА НА ПЛАНИРОВАНИЕ И УСТАНОВИВШЕГОСЯ ПЛАНИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТА С ПОВОРОТНЫМИ ВИНТАМИ И ВИНТОКРЫЛА

На рис. 4.38 показаны скорость V и коэффициенты c_{ya} , c_{xp} аэродинамической силы в характерном сечении лопасти на режиме самовращения. Нетрудно убедиться, что $dm_{кн} = 0$ при выполнении условия: $c_{ya} \sin(\alpha_r - \varphi_r) = c_{xp} \cos(\alpha_r - \varphi_r)$ или

$$\varphi_r = \alpha_r - \arctg(c_{xp}/c_{ya}). \quad (4.61)$$

В действительности такое характерное сечение есть только при вертикальном снижении вертолета. Сечения, расположенные ближе к комлю и имеющие меньшие $\omega_n R$, и, поэтому, большие α_r , создают $dm_{кн} < 0$, а концевые сечения — $dm_{кн} > 0$, т.е. тормозят лопасти. При самовращении с $V_x > 0$ винт создает моменты, вращающие лопасти, находящиеся на $\psi_n \approx 180 \dots 360^\circ$, где у них большие α_r , и моменты, тормозящие лопасти — на $\psi_n \approx 0 \dots 180^\circ$. Тем не менее, выражение (4.61) характеризует условия, при которых средний по площади винта крутящий момент равен нулю.

На рис. 4.39 показан построенный по (4.61) график угла установки характерного сечения на режиме самовращения φ_r в зависимости от α_r для типичного профиля лопасти. Кривые разделяют плоскость графика на области, где $m_{кн} > 0$ и $m_{кн} < 0$. Видно, что самовращение возможно как при $\alpha_r > 0$ ($t_n > 0$), так и при $\alpha_r < 0$ ($t_n < 0$). При обычном для вертолетов $\varphi_{0\min} \approx 2^\circ$ самовращение возможно при $\alpha_r \geq 4^\circ$, т.е. при $t_n \geq 0,08 \dots 0,11$. Точка 1 соответствует характерному сечению лопасти у вертолета при горизонтальном полете ($m_{кн} > 0$), а точка 2 — на режиме самовращения при том же t_n , следовательно, при той же, что при горизонтальном полете, $\omega_n R$. Кривая, соединяющая точки, отражает переход вертолета на режим самовращения.

Обратимся к результатам моделирования перехода на режим самовращения вертолета с поворотными винтами в случае отказа двигателей на скорости 450 ... 500 км/ч при самолетной конфигурации ($\epsilon_n \approx 90^\circ$). Изменение параметров вертолета по времени показано на рис. 4.40. На исходном пропеллерном режиме несущий винт имел: $\delta_0 = 50^\circ$, $\omega_n R = 100\%$, $t_n = 0,04$. Сразу после отказа двигателей ($t = 0$) окружная скорость несущего винта стала уменьшаться, но через 0,8 с, еще до уменьше-

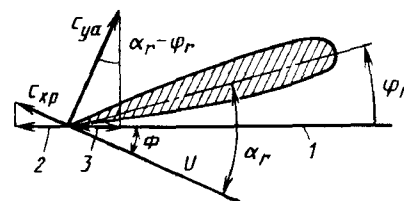


Рис. 4.38. Условие самовращения: $c_{ya} \sin \alpha_r \times (\alpha_r - \varphi_r) + c_{xp} \cos(\alpha_r - \varphi_r) = 0$:
1 — плоскость вращения несущего винта;
2 — $c_{xp} \cos(\alpha_r - \varphi_r)$; 3 — $c_{ya} \sin(\alpha_r - \varphi_r)$

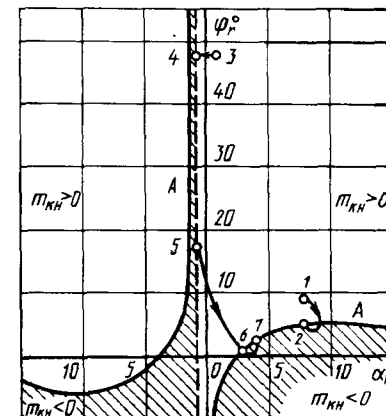


Рис. 4.39. Области положительных и отрицательных крутящих моментов несущего винта:
кривые A — условия самовращения: $m_{кн} = 0$

ния угла установки винта, достигнув $\omega_n R = 90\%$, начала восстанавливаться. Объясняется это тем, что на исходном режиме несущий винт имел малые углы атаки, и небольшое уменьшение $\omega_n R$ привело к тому, что они стали отрицательными*, так что винт попал в область $m_{кн} < 0$ (точка 4 на рис. 4.39; точка 3 — исходный режим). Через 1 с после отказа двигателей летчик начал плавное уменьшение угла установки винта δ_0 и перевод в вертолетную конфигурацию (уменьшение ϵ_n). За время от 1 до 9 с окружная скорость винта увеличивается до $\sim 150\%$ при отрицательных t_n . При $\delta_0 = 17^\circ$, $V = 250$ км/ч винт выходит из режима самовращения (точка 5 на рис. 4.39) и начинается торможение до $\omega_n R = 80\%$. Как показывают расчеты, на этой V самовращение винта при $\alpha_n > -40^\circ$ невозможно (рис. 4.41). Наконец, при $t \approx 15$ с $\delta_0 = 2^\circ$, $\epsilon_n \approx 0$, $\alpha_n \approx 10^\circ$, $t_n \approx 0,16$ снова наступает режим раскрутки винта (точки 6, 7 на рис. 4.39) уже при обычных для вертолета параметрах. Увеличение высоты полета в процессе перехода на установившееся планирование с $V = 150 \dots 180$ км/ч, $\omega_n R = 120\%$ (это номинальное значение $\omega_n R$ при вертолетной конфигурации) составило 200 м. Таким образом, моделирование показывает, что при отказе двигателей на большой скорости полета в самолетной конфигурации возможен переход на установившееся планирование в вертолетной конфигурации. Однако описанный переход намного сложнее, чем у обычных вертолетов. Значительное изменение $\omega_n R$ винта во время перехода связано с серьезными конструктивными затруднениями.

Переход винтокрыла на установившееся планирование после отказа двигателей не связан с необходимостью перевода винта с $\epsilon_n = 90^\circ$ до

* При малых положительных углах атаки винта (самовращение по-вертолетному) уменьшение $\omega_n R$ приводит к увеличению α_r , а на пропеллерном режиме, когда $\alpha_n = -90^\circ$, уменьшение $\omega_n R$ приводит к уменьшению α_r .

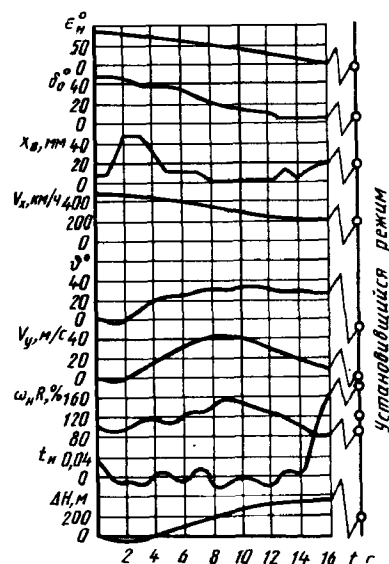
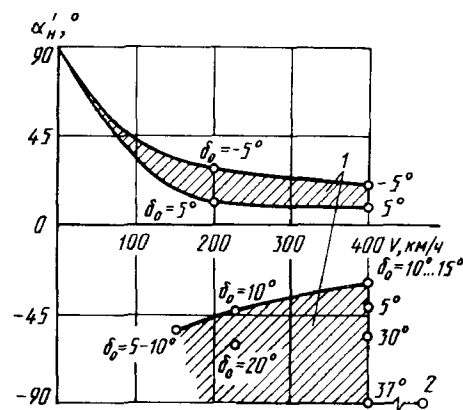


Рис. 4.40. Изменение параметров вертолета с поворотными винтами при переходе на режим самовращения

Рис. 4.41. Области самовращения винта с круткой лопастей 30° при положительных и отрицательных углах атаки: ($\omega_H R = 210 \dots 230$ м/с); 1 – области самовращения; 2 – самовращение при $V = 500$ км/ч; $\delta_0 = 48^\circ$; $\omega_H R = 180$ м/с



$\epsilon_H = 0 \dots -10^\circ$ и изменения угла атаки винта от -90° до $+5 \dots 15^\circ$, поэтому он выполняется так же, как у обычного вертолета. Особенность заключается в том, что максимальная скорость винтокрыла больше, чем у вертолета, и поэтому переход должен быть возможным при больших скоростях. Это существенно усложняет переход: увеличиваются разбалансировка винтокрыла, уменьшается частота вращения несущего винта (коэффициент μ достигает величины 0,7 ... 0,9). Поэтому при моделировании должен быть найден рациональный метод пилотирования: оптимальные величина, последовательность, темп увеличения ϑ и уменьшения δ_0 , максимально допустимое время между моментом отказа двигателей и началом перемещения органов управления. Поскольку площадь крыла и скорость полета велики, то должно быть обращено внимание на угол атаки крыла во время перехода: срыв с консолей может быть несимметричным, что приводит к дополнительной разбалансировке вертолета. Должен быть изучен вопрос о механизации крыла либо для отдаления срыва, либо для обеспечения стабильности и симметрии срыва.

В процессе перехода из-за увеличения углов атаки винта и крыла подъемная сила винтокрыла больше его силы тяжести, так что переход выполняется по криволинейной траектории с большим набором высоты.

Поясним, в чем заключаются особенности установившегося планирования вертолета с поворотными винтами и винтокрыла. Установившееся планирование возможно, если выполняется условие равновесия: $R_y = mg \cos \vartheta \approx mg$ (отметим, что при планировании на режиме самовращения угол ϑ мал, а θ — велик, поэтому, когда ϑ и θ не известны, используется приближенное равенство $R_y \approx mg$; оно справедливо, а $R_{ya} \approx mg$ — нет). У аппаратов с большим крылом — вертолеты с поворотными винтами и винтокрылы — условие равновесия выполняется только при малой подъемной силе крыла, т. е. на малых скоростях полета: $V < 170 \dots 200$ км/ч. Характеристики разных аппаратов на режиме самовращения показаны на рис. 4.42. В зависимости от угла установки δ_0 определены относительные значения тяги винта $\bar{T}_0$ и аппарата в целом $\bar{R}_{y0}$, угол атаки винта α'_H (при $\delta_B = \delta_K = 0$) и аэродинамическое качество винта K . Относительные значения тяги (значения тяги в стандартных атмосферных условиях, отнесенные к нормальной полетной массе)

$$\bar{T}_0 = t_H \rho_0 \sigma F (\omega_H R)^2 / 2 g m_{\text{норм}};$$

$$\bar{R}_{y0} = (t_H + t_{\text{кр}} + t_\Phi + t_{\text{ст}}) \rho_0 \sigma F (\omega_H R)^2 / 2 g m_{\text{норм}}.$$

При анализе графиков нужно иметь в виду, что должны выполняться следующие соотношения: при произвольных m, H_p, t $\bar{T} = \bar{T}_0 \Delta m_{\text{норм}} / m$, $\bar{R}_y = \bar{R}_{y0} \Delta m_{\text{норм}} / m$; при установившемся самовращении $\bar{R}_y = 1$, $m / \Delta m_{\text{норм}} = \bar{R}_{y0}$. Если $\bar{R}_{y0} > 1$, то установившееся самовращение возможно при $m > m_{\text{норм}}$ и (или) $\Delta < 1$, т. е. планирование на $H_p > 0$ и $t > 15^\circ$.

Сравниваются следующие аппараты: вертолет (крутка лопастей $\Delta\varphi = 7,5^\circ$, $S_{\text{кр}}/F = 0,02 \dots 0,03$), винтокрыл ($\Delta\varphi = 7,5^\circ$, $S_{\text{кр}}/F = 0,13 \dots 0,17$), вертолет с поворотными винтами в вертолетной конфигурации ($\Delta\varphi = 30^\circ$, $S_{\text{кр}}/F = 0,13 \dots 0,17$, $\epsilon_{\text{кр}} = -10^\circ$, т. е. $\alpha_{\text{кр}} < \alpha_H$). Для последнего аппарата на рис. 4.42, а показаны характеристики при разных $\omega_H R$. Видно, что установившееся планирование с $\bar{R}_{y0} = 1$ возможно только при низкой окружной скорости несущего винта: ~ 180 м/с. При всех δ_0 $\bar{R}_{y0}$ практически одинаков, следовательно, изменение летчиком δ_0 не приведет к изменению $\omega_H R$ на установившихся режимах. Так как производная $\partial \bar{R}_{y0} / \partial \delta_0 \approx 0$, то программы аэродинамических расчетов, использующие методы непосредственных приближений, могут не дать сходящееся решение. Целесообразно определять режимы самовращения, построив график, приведенный на рис. 4.42, а.

На рис. 4.42, б, в показаны характеристики разных аппаратов при $\omega_{\text{н.пр}} = \text{const}$. Видно, что вертолет и винтокрыл практически не отличаются между собой, так как скорости полета малы. Вертолет с поворотными винтами имеет существенно худшие характеристики. У него приблизительно в 2 раза меньший диапазон изменения $\bar{R}_{y0}$, следовательно, в $\sqrt{2}$ раз меньший диапазон изменения величины отношения $\Delta m_{\text{норм}} / m$,

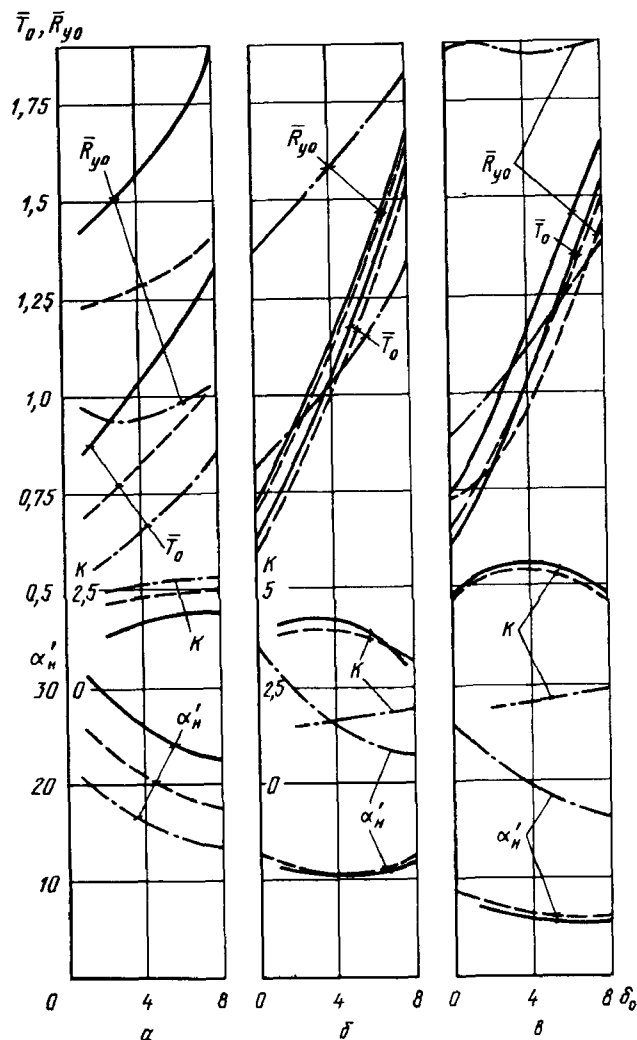


Рис. 4.42. Характеристики винтокрылых аппаратов на режимах самовращения:
 а – вертолет с поворотными винтами (вертолетная конфигурация); $V_{пр} = 150$ км/ч,
 $\omega_H R$:
 — 220 м/с; - - - 200 м/с; - · - 180 м/с; б – $V_{пр} = 150$ км/ч; в – $V_{пр} = 200$ км/ч;
 $\omega_H R = 220$ м/с, — вертолет; - - - винтокрыл; - · - вертолет с поворотными
 винтами (вертолетная конфигурация) (б и в)

при котором возможно планирование с $\omega_{H,пр} = \text{const}$. Уменьшение диапазона объясняется большой геометрической круткой лопастей $\Delta\varphi$. Из-за крутки сужается диапазон значений коэффициентов тяги винтов, при которых самовращение возможно: при изменении δ_0 от 0 до 8° $t_H = 0,11 \dots 0,19$ при $\Delta\varphi = 30^\circ$ и $t_H = 0,08 \dots 0,22$ при $\Delta\varphi = 7,5^\circ$. Кро-

ме того, из-за крутки увеличивается диапазон изменения углов атаки винта на режимах самовращения: при изменении δ_0 от 0 до 8° $\alpha'_H = 34^\circ \dots 23^\circ$ при $\Delta\varphi = 30^\circ$ и $\alpha'_H = 11^\circ \dots 13^\circ$ при $\Delta\varphi = 7,5^\circ$ (см. рис. 4.42, б). Получается так, что при малых δ_0 углы α'_H и, следовательно, $\alpha_{кр}$ велики, а при больших δ_0 угол $\alpha_{кр}$ и подъемная сила крыла меньше. Поэтому при всех δ_0 сила $R_y \approx T + Y_{кр} \approx \text{const}$.

Отметим, что вопрос о возможности самовращения винта при выполнении условия $R_y = mg$ интересен не только с точки зрения установившегося планирования в случае отказа двигателей (планирование с большой V не является необходимым маневром), но и возможности наиболее интенсивного торможения (при $N_e = 0$) этих аппаратов при прямолинейной траектории. Если при $R_y = mg$ нет авторотации винта, то нужно подавать мощность на винт, и его сила сопротивления, следовательно, dV/dt вертолета немного уменьшится.

Коэффициент аэродинамического качества винта с $\Delta\varphi = 7,5^\circ$ равен 5 ... 5,5 на $V_{пр} = 200$ км/ч и 3,5 ... 4 на $V_{пр} = 150$ км/ч. Винт с $\Delta\varphi = 30^\circ$ имеет $K = 2 \dots 2,5$ на $V_{пр} = 200$ км/ч и 1,5 ... 2,0 на $V_{пр} = 150$ км/ч, т. е. $v \sim 2$ раза меньше, чем у обычного вертолетного винта.

Поэтому вертикальная скорость снижения, равная $V_{yg} = -V/\sqrt{K_B^2 + 1}$, у вертолета с поворотными винтами приблизительно в 2 раза больше (17 ... 20 м/с).

4.5.2. РАЦИОНАЛЬНЫЙ МЕТОД ПИЛОТИРОВАНИЯ ПРИ ПОСАДКЕ. МИНИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА, ПРИ КОТОРОЙ ВОЗМОЖНА ПОСАДКА С МАЛОЙ $V_{пос}$

Наибольшее распространение получил следующий метод пилотирования при посадке: на некоторой высоте увеличивается угол тангажа вертолета ϑ (обычно до $\sim 15^\circ$ за 3 ... 5 с), а затем, на меньшей высоте, выполняется "подрыв": увеличивается угол установки винта δ_0 с таким расчетом, чтобы перед приземлением довести его до максимального значения (если посадочная масса невелика, то нет необходимости увеличивать угол установки до максимума). На высоте 5 ... 10 м летчик уменьшает угол тангажа до посадочного, чтобы удар при приземлении был воспринят основными шасси и чтобы не повредить при посадке рулевой винт или другие агрегаты вертолета. После приземления уменьшается угол установки несущего винта, но не полностью, если летчик намерен отклонением ручки управления назад тормозить вертолет для уменьшения длины пробега.

При описанном методе пилотирования неизвестными для исследуемого вертолета являются следующие величины: скорость установившегося планирования при заходе на посадку, высота начала увеличения угла ϑ , время между началом увеличения ϑ и δ_0 , темп увеличения угла δ_0 . Целью моделирования является определение таких значений указан-

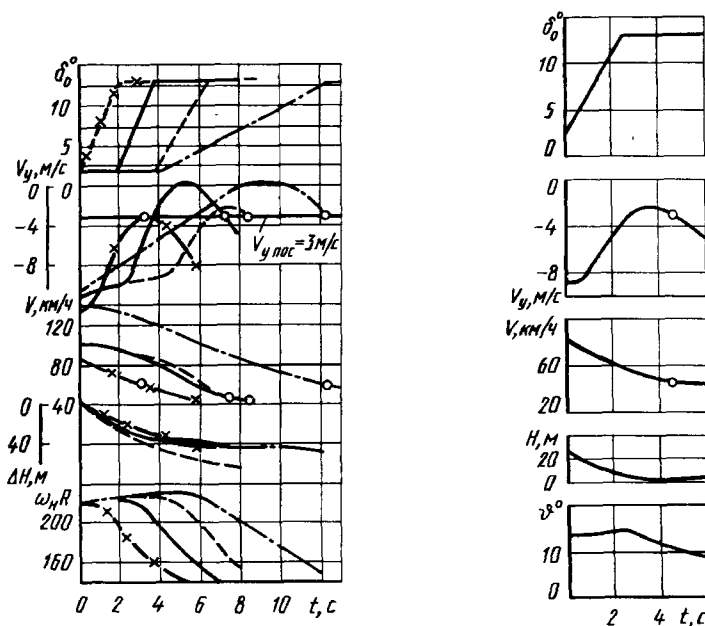


Рис. 4.43. Характеристики вертолета при посадках на режиме самовращения при различных начальных скоростях планирования: —х—х— $V_0 = 85$, — и — — — $V_0 = 100$; — — — $V_0 = 140$ км/ч

Рис. 4.44. Характеристики вертолета при посадке на режиме самовращения при отказе двигателей на малой высоте полета

ных величин при которых вертолет имеет наименьшую посадочную скорость при допустимой $V_{у\text{пос}}$ или (если рассматривается посадка с обеспечением безопасности для находящихся на борту лиц) при выбранной изготовителем вертолета $V_{у\text{пос}}$, большей, чем $V_{у\text{пос.доп}}$ (см. разд. 4.2).

Если моделирование выполняется не на пилотажном стенде, то для сокращения объема моделирования можно сначала рассмотреть посадки упрощенно, без учета влияния "земной подушки" и без уменьшения угла тангажа перед приземлением (первое приближение). Затем из них нужно выбрать несколько вариантов и промоделировать их полнее. Изменение параметров при посадках первого приближения показано на рис. 4.43. Видно, что при $V_0 = V_{пл} = 140$ км/ч в результате увеличения ϑ вертикальная скорость вертолета уменьшается на 5 м/с, при $V_{пл} = 100$ км/ч — на 2 м/с, а на $V_{пл} = 80$ км/ч практически не уменьшается. Второй элемент предпосадочного маневра — увеличение δ_0 — также должен выполняться по-разному на разных $V_{пл}$: интервал времени между началом увеличения ϑ и δ_0 должен сокращаться при уменьшении $V_{пл}$, а $d\delta_0/dt$ — увеличиваться. В приведенных на рис. 4.43 вариантах оказалось, что при

$V_{у\text{пос}} = 3$ м/с посадочные скорости вертолета $V_{\text{пос}}$ равны (кружки на кривых V_y и V): 62 км/ч при $V_{пл} = 140$ км/ч; 47 км/ч при $V_{пл} = 100$ км/ч; 60 км/ч при $V_{пл} = 80$ км/ч. Таким образом, наиболее выгоднейшей скоростью предпосадочного планирования оказалась $V_{пл} = 100$ км/ч. Из графиков видно, что при $V_{пл} = 140 \dots 100$ км/ч возможна посадка с нулевой вертикальной посадочной скоростью, но с большей поступательной скоростью. В результате расчетов второго приближения (с учетом влияния "земной подушки" и уменьшения ϑ перед приземлением) оказалось, что наилучшая посадка с $V_{у\text{пос}} = 2,5 \dots 3$ м/с получается при следующих условиях: $V_{пл} = 100$ км/ч; высоты начала увеличения ϑ и δ_0 $H_\vartheta = 50 \dots 70$ м, $H_\delta = 20 \dots 30$ м ($t_\vartheta - t_\delta = 4$ с); $V_{\text{пос}} = 50$ км/ч; пробег 100 ... 120 м (при посадке против ветра $V_{\text{пос}}$ и пробег уменьшаются). Отметим, что примерно такую же $V_{\text{пос}}$ можно получить и при $V_{пл} = 90 \dots 85$ км/ч, но в этом случае уменьшается H_ϑ и H_δ , увеличивается $d\delta_0/dt$, следовательно, у летчика остается меньше возможностей для корректировки своих действий во время посадки.

При посадке на ограниченную площадку можно уменьшить посадочную скорость путем увеличения ϑ при торможении, приземления с большими $\vartheta_{\text{пос}}$ и $V_{у\text{пос}}$; в этом случае произойдет поломка вертолета (но безопасная для находящихся на борту лиц). С учетом потери высоты после отказа двигателя до перехода на установившееся планирование (см. выше) суммарная потеря высоты от момента отказа двигателей до посадки в рассмотренном примере равна 120 м при $V_0 = 270$ км/ч и 144 м при $V_0 = 200$ км/ч. При полете на меньших высотах возможна посадка непосредственно с режима торможения ($\vartheta = 10 \dots 15^\circ$) без перехода на установившееся планирование. В этом случае (рис. 4.44) посадочный маневр заключается в "подрыве" и уменьшении тангажа для придания вертолету посадочного положения. Посадочный маневр начинается при скорости 80 км/ч. Вертикальная скорость при этом равна 9 м/с. При вертикальной скорости в момент посадки 3 м/с посадочная скорость равна 45 км/ч, изменение высоты полета 25 м. Суммарное изменение высоты с момента отказа двигателя 65 м при $V_0 = 270$ км/ч и 90 м при $V_0 = 200$ км/ч. При отказе двигателей на меньших высотах посадка произойдет с существенно большими посадочными скоростями.

18. Михеев Р.А. Прочность вертолетов. М.: Машиностроение, 1984. 280 с.
19. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Практическая аэродинамика вертолета. М.: Воениздат, 1980. 384 с.
20. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1976. 366 с.
21. Шайдаков В.И. Дисковая вихревая теория несущего винта с постоянной нагрузкой по диску. Проектирование вертолетов. // Тр. МАИ, 1976. Вып. 381. С. 57 – 69.
22. Шайдаков В.И. Обобщенная дисковая вихревая теория и методы расчета индуктивных скоростей несущего винта вертолета. Проектирование вертолетов. // Тр. МАИ, 1977. Вып. 406. 15 с.
23. Факторович И.О. Динамика переходных режимов вертолета. // Тр. ЦАГИ, 1976. Вып. 1757. 31 с.
24. Экспериментальные исследования по аэродинамике вертолета. / Под ред. А.К. Мартынова. М.: Машиностроение, 1980. 239 с.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Акимов А.И., Берестов Л.М., Михеев Р.А. Летные испытания вертолетов. М.: Машиностроение, 1980. 399 с.
2. Баскин В.Э., Вильдгрубе Л.С., Вожаев Е.С., Майкопар Г.И. Теория несущего винта / Под ред. Мартынова А.К. М.: Машиностроение, 1973. 363 с.
3. Белоцерковский С.М., Васин В.А., Локтев Б.Е. К математическому нелинейному моделированию нестационарного обтекания несущего винта. Докл. АН СССР. 1978. Т. 240, № 6, 4 – 9.
4. Берестов А.М. Моделирование динамики вертолета в полете. М.: Машиностроение, 1978. 157 с.
5. Браверман А.С., Перлштейн Д.М., Лаписова С.В. Балансировка одновинтового вертолета. М.: Машиностроение, 1975. 175 с.
6. Браверман А.С. Приближенный метод расчета индуктивных взаимодействий несущих элементов вертолета. Тр. ЦАГИ, 1977. Вып. 1826. 17 с.
7. Браверман А.С. Новая классификация вертолетов по безопасности полета при отказе одного двигателя. // Сб. тр. научных чтений, посвященных памяти академика Б.Н. Юрева. Секция конструкции вертолетов. М.: АН СССР 1986. с. 137 – 145.
8. Брамвелл А.Р.С. Динамика вертолетов. М.: Машиностроение, 1982. 367 с.
9. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движений. М.: Машиностроение, 1979. 349 с.
10. Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летных данных. М.: Машиностроение, 1977. 151 с.
11. Володко А.М. Безопасность полетов вертолетов. М.: Транспорт, 1981. 223 с.
12. Дмитриев И.С., Есаулов С.Ю. Системы управления одновинтовых вертолетов. М.: Машиностроение, 1969. 218 с.
13. Есаулов С.Ю., Бахов О.П., Дмитриев И.С. Вертолет как объект управления. М.: Машиностроение, 1977. 191 с.
14. Кожевников В.А. Автоматическая стабилизация вертолетов. М.: Машиностроение, 1978. 151 с.
15. Котик М.Г., Филиппов В.В. Полет на предельных режимах. М.: Воениздат, 1977. 239 с.
16. Летников В.Б. Влияние конструктивных параметров на нижнюю границу опасной зоны вертолета при отказе одного двигателя // Тр. МАИ, 1981: Проблемы конструирования современных вертолетов. 66 с.
17. Миль М.Л. и др. Вертолеты. Расчет и проектирование / М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверман, Л.Н. Гродко, М.А. Лейканд. М.: Машиностроение, 1966. 455 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Основные обозначения	4
Глава 1. Аэродинамические характеристики несущего винта (срывные режимы, криволинейное движение)	11
1.1. Особенности определения аэродинамических характеристик несущего винта при математическом моделировании	11
1.1.1. Независимые переменные, определяющие характеристики несущего винта	13
1.1.2. Основные положения принятого метода	16
1.2. Скорости обтекания сечений лопасти и элементарные силы	18
1.2.1. Индуктивные скорости несущего винта	19
1.2.2. Элементарные аэродинамические и инерционные силы	23
1.3. Уравнение махового движения и качания лопасти	28
1.3.1. Анализ уравнения махового движения	30
1.3.2. Результаты расчетов махового движения	35
1.4. Определение сил и моментов несущего винта	38
1.4.1. Мощность несущего винта как сумма секундных работ его сил и моментов	45
1.4.2. Результаты расчетов сил и моментов несущего винта	51
1.5. Определение нагружения системы управления, ее упругости и упругости лопастей	56
1.5.1. Метод пересчета нагрузок	56
1.5.2. Нагрузки на срывных режимах	61
1.5.3. Деформация и экспериментальное определение жесткости системы управления	65
1.5.4. Определение аэродинамических характеристик несущего винта при $\beta_H = 0$. Учет кручения лопастей	69
Глава 2. Моделирование динамики полета вертолета	73
2.1. Уравнение движения. Силы и моменты, действующие на вертолет	73
2.2. Определение взаимовлияния несущих элементов вертолета	78
2.2.1. Приближенное определение индуктивных скоростей в произвольной точке пространства	80

2.2.2. Учет переменности индуцированных около несущего винта скоростей	84
2.2.3. Определение проекций сил на связанные и скоростные оси	84
2.3. Аппроксимация аэродинамических характеристик несущего винта при моделировании	87
2.3.1. Моделирование аэродинамических сил, махового движения и мощности несущего винта	88
2.3.2. Моделирование режима "вихревого кольца" и влияние "земной подушки"	98
2.3.3. Моделирование нагрузок в системе управления	100
2.4. Моделирование аэродинамических сил и моментов элементов планера	101
2.5. Математическая модель двигателя с регулятором частоты вращения несущего винта	110
2.5.1. Учет изменения частоты вращения несущего винта при моделировании динамики полета	110
2.5.2. Моделирование статических и динамических характеристик двигателя	111
2.5.3. Моделирование работы регулятора частоты вращения несущего винта	115
2.6. Моделирование системы управления. Пилотажный стенд	117
2.7. Особенности реализации математической модели на вычислительных машинах	122
2.8. Примеры моделирования траекторий полета. Некоторые особенности пилотирования одновинтового вертолета	126
2.8.1. Горка. Полет по рельефу местности и облет препятствий	126
2.8.2. Пикирование. Вывод из пикирования с разворотом	132
2.8.3. Разгон и торможение. Вертикальный набор высоты	135
2.8.4. Косая полупетля	137
2.8.5. Петля Нестерова. Положение уровня жидкости в баках вертолета при маневрах	140
2.8.6. Вертикальные перегрузки, потребные для эффективного выполнения маневра	143
Глава 3. Особенности аэродинамических характеристик вертолетов и определяемые ими предельные режимы полета	146
3.1. Располагаемые вертикальные перегрузки и "подхват" вертолета	146
3.1.1. Располагаемая вертикальная перегрузка, обусловленная нагрузками в системе управления	149
3.1.2. Вертикальная перегрузка, обусловленная уменьшением располагаемого момента вертолета	152
3.1.3. Вывод вертолета из "подхвата"	158
3.1.4. Уменьшение момента управления и затягивание в пикирование	160
3.2. Изменения частоты вращения несущего винта и скорости полета при маневрах	161
3.2.1. Причины больших изменений частоты вращения	161
3.2.2. Располагаемая вертикальная перегрузка и время торможения вертолета, обусловленные допустимой частотой вращения	163
3.2.3. Располагаемая вертикальная перегрузка, обусловленная торможением вертолета	167
3.3. Уменьшение зазоров между лопастями несущего винта и элементами конструкции планера	170
3.3.1. Задачи моделирования и принятые допущения	170
3.3.2. Углы взмаха лопастей в районе хвостовой балки	171
3.3.3. Углы взмаха лопастей в районе носовой части фюзеляжа	178
3.3.4. Углы взмаха лопастей на боковых азимутах несущего винта	181

3.3.5. Минимально допустимая перегрузка. Предельные отклонения рычагов управления	182
3.4. Режим "вихревого кольца" и предельные воздушные скорости $V_{ун}$	185
3.5. Неуправляемое вращение одновинтовых вертолетов на режиме висения и предельные угловые скорости разворота.	193
3.6. Уменьшение моментов управления у многовинтовых вертолетов и предельные скорости полета	201
Глава 4. Предельные режимы и условия полета, определяемые требованиями Норм летной годности гражданских вертолетов СССР (НЛГВ)	208
4.1. Категории вертолетов и требования к их летным характеристикам.	209
4.1.1. Высшая категория.	209
4.1.2. 1-я категория.	213
4.1.3. 2-я категория.	217
4.1.4. Категория на выбранном маршруте	218
4.2. Условия и методы определения предельных масс вертолетов разных категорий	219
4.2.1. Рекомендации по уточнению математической модели	227
4.2.2. Вывод формул для определения соотношения между N , $V_{уг}$ и V	230
4.3. Определение предельных скоростей полета на малых высотах (зоны $H - V$).	234
4.3.1. Методы расчета безопасной высоты висения.	237
4.4. Выбор взлетно-посадочных траекторий. Предельные размеры летных полоси воздушных подходов	248
4.4.1. Минимальная длина летной полосы у вертолетов высшей категории при высоких препятствиях	251
4.4.2. Приближенные методы расчета траекторий и длины разбега вертолета	256
4.5. Определение посадочных характеристик при отказе всех двигателей.	262
4.5.1. Особенности перехода на планирование и установившегося планирования вертолета с поворотными винтами и винтокрыла	266
4.5.2. Рациональный метод пилотирования при посадке. Минимальная высота, при которой возможна посадка с малой $V_{пос}$	271
Список литературы	274

ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ИЗДАНИЕ

**Браверман Александр Самойлович,
Вайнтриб Александр Пинхасович**

ДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТА. ПРЕДЕЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА.

Редактор *Л.Г. Грановская*
Обложка художника *В.А. Галкина*
Художественный редактор *В.В. Лебедев*
Технический редактор *Н.В. Михайлова*
Корректор *Г.Л. Сафонова*
Оператор *Л.Г. Прасс*

ИБ № 5494

Сдано в набор 15.09.87.	Подписано в печать 25.08.88.	T-17280.
Формат 60x88 1/16.	Бумага офсетная № 2.	Гарнитура Пресс Роман.
Печать офсетная.	Усл.печ.л.17,15.	Усл.к.-отт.17,15.
Тираж 3920 экз.	Заказ № 631	Уч.-изд.л.18,75.
		Цена 1 р. 30 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство "Машиностроение",
107076, Москва, Стромьинский пер., 4.

Отпечатано в московской типографии № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете СССР по делам издательств, полиграфии
и книжной торговли 101898, Москва, Хохловский пер., 7,
с оригинала-макета, изготовленного в издательстве "Машиностроение"
на наборно-лишущих машинах

УВАЖАЕМЫЙ ЧИТАТЕЛЬ!

С целью получения информации о качестве наших изданий просим в предлагаемой анкете подчеркнуть позиции, соответствующие оценке книги "Динамика вертолета" авторов Бравермана А.С., Вайнтруба А.П.

1. В книге существует: острая необходимость, значительная потребность, незначительная потребность

2. Эффективность книги с точки зрения практического вклада в отрасль: весьма высокая, высокая, сомнительная, незначительная.

3. Эффективность книги с точки зрения теоретического вклада в отрасль: весьма высокая, высокая, сомнительная, незначительная

4. Материал книги соответствует достижениям мировой науки и техники в данной отрасли: в полной мере, частично, слабо

5. Книга сохранит свою актуальность: один — два года, до пяти лет, длительное время

6. Название книги соответствует содержанию: в полной мере, частично, слабо

Просьба по линии отреза отрезать страницу и выслать в издательство "Машиностроение" по адресу: 107076, Москва, Стромынский пер., д. 4, сообщив о себе следующие сведения:

фамилия, имя, отчество _____

образование _____ ученое звание _____

специальность и стаж работы по специальности _____

_____ должность и место работы _____

домашний адрес _____

ЛИНИЯ ОТРЕЗА